

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ДИНАМІКИ І МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ**

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____Сергій ПИСКУНОВ
«__» _____ 2020 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Динаміка і міцність машин»
зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»
на тему: «Підбір оптимального матеріалу для елемента паливної
системи літака, виходячи з розрахунку на міцність»**

Виконав:
студент VI курсу, групи МП-92мп
Ковтуненко Олександр Миколайович _____

Керівник:
д.т.н., проф.
Цибенко Олександр Сергійович _____

Рецензент: д.т.н.,
проф. Данильченко
Ю.М. _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.
Студент _____

Київ — 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра динаміки і міцності машин та опору матеріалів

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Динаміка і міцність машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____Сергій ПИСКУНОВ

«___»_____2020 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Ковтуненко Олександр Миколайович

1. Тема дисертації «Підбір оптимального матеріалу для елемента паливної системи літака, виходячи з розрахунку на міцність», науковий керівник дисертації Цибенко Олександр Сергійович, д.т.н, проф, затверджені наказом по університету від « _____ » _____ 2020 р. № _____
2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2020 р.
3. Об'єкт дослідження: модельне представлення трубопроводу паливної системи.
4. Предмет дослідження: програмний код для алгоритму вибору матеріалу.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 1) Літературний огляд.
 - 2) Методика експериментів.
 - 3) Аналітичне рішення задачі.
 - 4) Порівняння результатів, отриманих в системі інженерного моделювання Ansys.
 - 5) розробка стартап-проекту.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу – 6 і більше.
7. Орієнтовний перелік публікацій – 1 і більше.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.20 - 19.09.20	
2	Написання огляду літератури	20.09.20 – 09.10.20	
3	Написання програмного коду	10.10.20 – 31.10.20	
4	Проведення розрахунків та аналіз результатів	01.11.20 – 19.11.20	
5	Стартап-проект та висновки	20.11.20 – 10.12.20	

Студент _____

Олександр КОВТУНЕНКО

Науковий керівник _____

Олександр ЦИБЕНКО

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до ДР: 100 с., 46 рис., 11 табл., 33 джерел.

Ключові слова: ТРУБОПРОВІД, ТРУБА, НАПРУЖЕННЯ, ДЕФОРМАЦІЇ,
МЕТОД СКІНЧЕННИХ ЕЛЕМЕНТІВ

Як об'єкт дослідження було використано модельне представлення елемента тонкостінної конструкції.

Мета даної роботи – підбір матеріалу для виготовлення елемента паливної системи літака. Побудована СЕ модель ділянки конструкції, проведено розрахунок розподілу напружень і деформацій.

Методики дослідження - розбиття на СЕ сітку методом multizone, гідродинамічний і статичний аналізи.

Розробка програмного коду в системі інженерного моделювання ANSYS, який реалізує гідродинамічний та статистичний аналізи тиску і напружень для тонкостінної конструкції із заданою геометрією.

Отримані результати можуть бути використані при проектуванні реальних конструкцій.

ABSTRACT

Report on the DTh: 100 p., 46 fig., 11 tabl., 33 source.

Keywords: PIPELINE, PIPE, STRESSES, STRAINS, FINITE ELEMENT METHOD

As an object of study, a model representation of an element of a thin-walled structure was used.

The purpose of this work is to select an optimal material for a thin-walled structure with a given geometry. A FE model of the construction site was constructed, and the distribution of stresses and strains was calculated.

Research methods - splitting into finite element mesh by multizone method, hydrodynamic and static analyzes.

Software code has been developed in the ANSYS engineering modeling system that implements hydrodynamic and static pressure and stress calculations for thin-walled structures with a given geometry.

The results obtained can be used in the design of real structures.

ЗМІСТ

Перелік позначень та скорочень.....	4
Вступ.....	5
1 Теоретична частина.....	9
1.1 Оболонкові конструкції.....	9
1.2 Теорія оболонок.....	18
1.3 Гідродинаміка.....	23
1.4 Гідростатика.....	28
1.5 Основи МСЕ.....	28
1.6 Теоретичні основи моделювання.....	35
2 Паливна система літака.....	38
2.1 Схема паливної системи.....	38
2.2 Загальні відомості	57
2.3 Система живлення двигунів.....	59
3 Постановка задачі.....	63
3.1 Постановка задачі.....	63
3.2 Методика дослідження.....	64
3.3 Побудова СЕ моделі.....	66
3.4 Граничні умови та прикладання сил.....	67
4 Розрахунковий аналіз результатів.....	70
4.1 Гідродинамічний аналіз.....	70
4.2 Статичний аналіз.....	75
4.3 Аналітичний аналіз.....	77
4.4.1 Результати моделювання для алюмінієвого сплаву.....	78
4.4.2 Результати моделювання для титанового сплаву.....	82
4.4.3 Результати моделювання для алюмінієвого сплаву.....	86
5 Розроблення стартап проекту.....	96

5.1	Опис ідеї проекту.....	96
5.2	Технологічний аудит.....	97
5.3	Технологічна здійсненність проекту.....	105
5.4	Розроблення маркетингової програми стартап проекту.....	107
	ВИСНОВКИ.....	109

ПЕРЕЛІК ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

ПС – Паливна система

НГ – Нейтральний газ

ЛА – Літальний апарат

ТЗ – Технічне завдання

НД – насос-датчик

АДТ –автомат дозування палива

МСЕ – Метод скінченних елементів

САПР – Сфера автоматизованих інженерних розрахунків

CAE – Computer-Aided Engineering

ПЗ – Програмне забезпечення

НДС – Напружено деформований стан

ВДТ – Відеодисплейний термінал

СЕ – скінченний елемент

ВСТУП

Оболонкою в теорії пружності називають тверде тіло, обмежене двома криволінійними поверхнями, відстань між якими мала у порівнянні з двома іншими його розмірами

В опорі матеріалів, оболонка - геометрична форма тіла, у якого один з розмірів значно менше двох інших.

Поверхня, що ділить навпіл товщину оболонки, називається серединною поверхнею.

У разі, якщо серединна поверхня оболонки являє собою частину сфери, циліндра або конуса, то говорять відповідно про сферичну, циліндричну або конічну оболонки. Пластиною називають оболонку, серединна поверхня якої є площиною.

У залежності від її форми розрізняють:

- циліндричні оболонки з перерізом колової, еліптичної та ін. форми;
- конічні оболонки;
- тороїдальні;
- сферичні оболонки і т. д.

Оболонки класифікуються також за кривиною Гауса:

- з позитивною кривиною — сферичні, еліпсоїдні та ін.;
- з нульовою — циліндричні, конічні;
- з від'ємною кривиною — гіперболічні параболоїди.

Оболонки можуть бути сталої і змінної товщини. Вони поділяються на одно-, дво- і багат шарові. Залежно від властивостей матеріалу, оболонки бувають ізотропними або анізотропними. Виготовляються оболонки із залізобетону, сталі, дерева, легких сплавів, пластмас та інших конструкційних матеріалів.

Товщина оболонки може бути різною в різних її точках, однак на практиці, як правило, застосовуються оболонки постійної товщини.

Оболонки, серединна поверхня яких є поверхнею обертання, називають вісесиметричними.

При розрахунку оболонок, найпростішим способом вважається припущення, що при навантаженні оболонки, напруження виникають в ній рівномірно по товщині стінки, тобто згинаючі моменти відсутні. Дана теорія має назву безмоментна. Чим менша товщина стінки оболонки, тим більша точність розрахунку за безмоментною теорією.

Зовнішні навантаження викликають в оболонках напруження, рівномірно розподілені по товщині – мембранні напруження. Наявність мембранних напружень дозволяють оболонкам поєднувати в собі велику жорсткість і міцність з водночас невеликою вагою.

Якщо оболонка не має різких переходів та жорстких защемлень, і, крім того, не навантажена зосередженими силами і моментами, то для її розрахунку можна застосовувати безмоментну теорію оболонок. При наявності в оболонці перерахованих вище силових факторів, в місцях закріплення і в місцях різкої зміни форми, виникають підвищені напруження, спричинені згинаючим моментом. Вирішення подібних задач більш точними методами, які враховують згинні навантаження підтверджують, що область оболонки з підвищеними напруженнями є досить локальною, тому у місцях віддалених від цих областей можна користуватися безмоментною теорією.

Види задач

Якщо напруження лежить в межах до границі пропорційності для матеріалу оболонки, то методи розрахунку оболонок ґрунтуються на відношеннях теорії пружності. Найчастіше для тонких оболонок застосовують гіпотезу, за якою будь-яке пряме волокно, нормальне до серединної поверхні до деформації, залишається прямим і нормальним до серединної поверхні і після деформації і його довжина залишається незмінною. Крім того, вважають, що нормальними напруженнями в напрямі, перпендикулярному до серединної поверхні, можна знехтувати в порівнянні з дотичними напруженнями. При цьому загальна тривимірна задача теорії пружності перетворюється у двовимірну. Рішення задачі зводиться до інтегрування системи диференціальних рівнянь в частинних похідних високого порядку за граничних умов, що визначаються характером сполучення оболонки з іншими частинами конструкції.

У статичному розрахунку оболонки на міцність і жорсткість мають бути визначені напруження, деформації і переміщення різних її точок залежно від заданого навантаження. Як правило, в розрахунках на міцність прогини (переміщення уздовж нормалі до серединної поверхні) можуть вважатися малими в порівнянні з товщиною оболонки; тоді співвідношення між переміщеннями і деформаціями є лінійними; відповідно лінійними (для пружної задачі) будуть основні диференціальні рівняння.

Важливим для оболонок є розрахунок на стійкість. Специфічна особливість тонкостінних оболонок – втрата стійкості, що виражається в різкому переході від одного стійкого рівноважного стану до іншого; цей перехід настає при різних навантаженнях, залежно від початкової недосконалості форми оболонки, початкових напружень, дефектів у матеріалі і таке інше.

У задачах динаміки оболонок розглядаються періодичні коливання і нестационарні процеси, пов'язані з швидким чи ударним навантаженням. При обтіканні оболонки потоком рідини або газу можуть наступити нестійкі

(автоколивальні) режими, визначення яких є предметом гідрогазодинаміки. Особливим розділом теорії коливань, що має важливе застосування, є дослідження нелінійних коливань оболонок.

Застосування

Оболонки знаходять широке застосування в техніці покриття будівель, в літальних апаратах, суднах, суцільнометалевих вагонах, телевізійних вежах, деталях машин та ін.

Оболонки часто доводиться підкріплювати ребрами (в основному для забезпечення стійкості їх деформування), наприклад фюзеляжі і крила літаків, деякі типи тонкостінних перекриттів та ін.

1. ТЕОРЕТИЧНА ЧАСТИНА

1.1 Оболонкові конструкції

Оболонками називаються просторові конструкції покриттів з криволінійним обрисом.

Різні споруди типу оболонок, несучою основою яких є плоскі або вигнуті металеві листи (пластинки і оболонки) утворюють групу листових конструкцій, які застосовують для зберігання, транспортування, технологічної переробки рідин, газів і сипучих матеріалів.

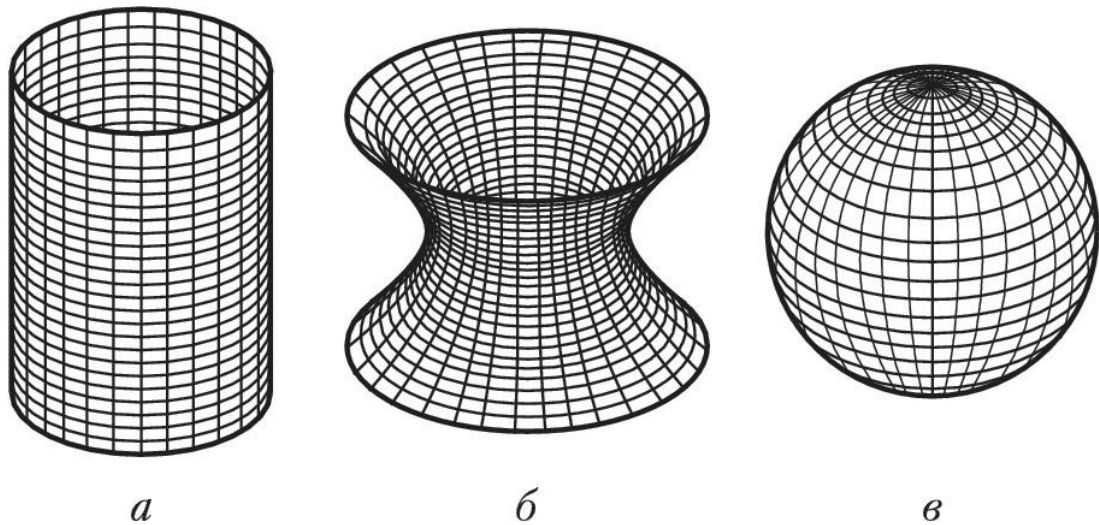


Рис. 1.1 – Види оболонок

Залежно від призначення листові конструкції класифікують на:

- резервуари для зберігання рідин (нафти, нафтопродуктів, спирту, кислот, зріджених газів);
- газгольдери для зберігання і вирівнювання складу газів;
- бункери і силос для зберігання і перевантаження сипучих матеріалів (руди, цементу, піску, вугілля і т.д.);
- листові конструкції доменних цехів (кожухи доменних печей, повітрянагрівачів, пиловловлювачів);

- листові конструкції спеціальних технологічних установок хімічних і нафтопереробних заводів;
- трубопроводи великого діаметру для транспортування води та газів на гідростанціях, нафтохімічних, металургійних та інших підприємствах.

Листові конструкції мають великі геометричні розміри, тому їх збирають з окремих конструктивних елементів, що зумовлює наявність великої кількості зварних швів, до яких висуваються вимоги щодо щільності і міцності.

В процесі експлуатації листові конструкції піддаються корозійному впливу з боку продуктів, які в них зберігаються, і це суттєво знижує їх довговічність. Відомі випадки виходу з ладу резервуарів і трубопроводів під дією сірчаних сполучень, які перебувають в продуктах, які зберігаються або перевозяться, за короткий термін експлуатації (2-3 роки).

Для збільшення терміну служби споруд на поверхню стінки, що контактує з продуктами, доцільно наносити покриття зі спеціального захисного лакофарбового матеріалу, цинку, алюмінію або іншого корозієстійкого матеріалу.

Посудини, призначені для приймання, зберігання, технологічної обробки і відпустки різних рідин, нафти, нафтопродуктів, зріджених газів, води, водного аміаку, технічного спирту тощо, називаються резервуарами.

Залежно від геометричної форми і положення, в просторі, сталеві резервуари поділяються на: вертикально-циліндричні, горизонтально-циліндричні, сферичні, краплевидні, траншейні.

При спорудженні конструкції великих розмірів можливий значний обсяг збирання -зварювальних робіт, які намагаються виконувати в умовах заводу - виробника. Розміри елементів конструкцій, які перевозяться до місця монтажу, не повинні перевищувати габарити рухомого складу

залізниць. Листові полотна товщиною до 18 мм перевозять у вигляді рулонів.

Метод рулону розроблений в Інституті електрозварювання ім. Є. О. Патона. Великі вузли конструкції у вигляді полотнищ великого розміру збирають, зварюють в рулон на спеціальних установках, які мають два яруси, а також барабан для передачі полотнища з одного яруса на інший з поворотом на 180 градусів. На двох ярусах розташовані чотири робочі ділянки: збірка, зварювання з одного боку, зварювання з іншого боку, контролю і виправлення дефектів. Переміщення полотнища і скручування рулону проводять ритмічно після завершення роботи на кожній ділянці. При цьому полотнище накручують на каркас, який закріплений в обертові.

Листи товщиною до 8 мм складають встик і зварюють. Це пояснюється тим, що такі листи простіше збирати і зварювати, причому скручування такого на пускового з'єднання складнощів не викликає. При товщині листів понад 8 мм місце напуску має помітну жорсткість і для скручування незручне. Стикове з'єднання листів такої товщини є більш доступним як з позиції складання і зварювання під флюсом, так і з позиції наступного скручування в рулон.

Для скручування рулонів на стані і подальшого транспортування їх до місця монтажу застосовують жорсткі просторові каркаси, а завантаження рулонів на залізничні платформи для транспортування виконується методом перекочування з стелажів проміжного складу з використанням підйомної сили мостового крану.

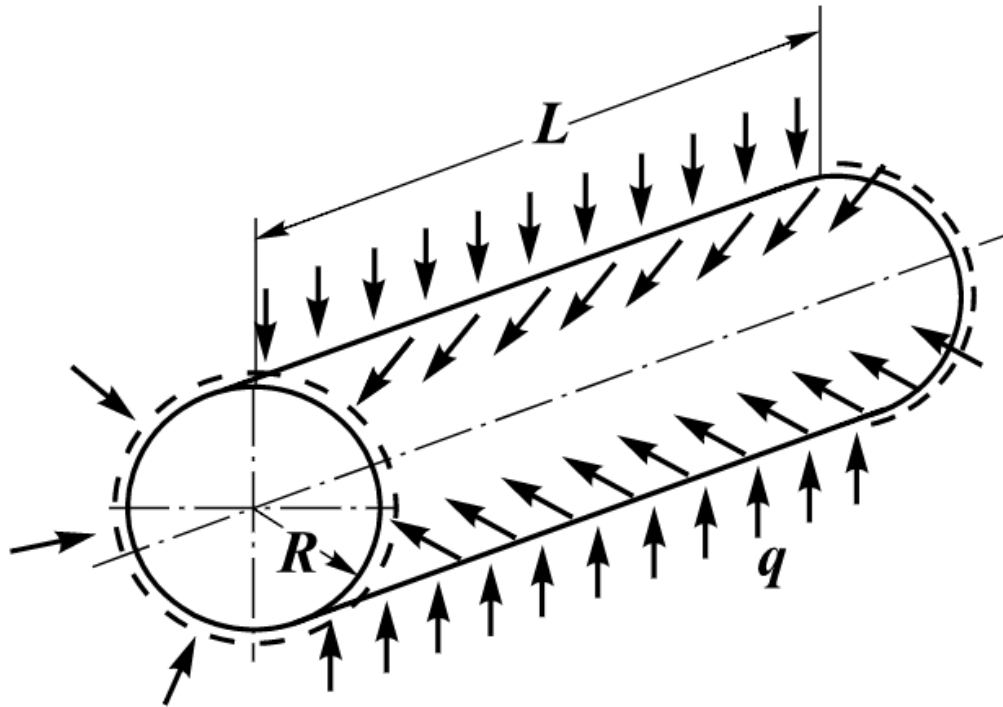


Рис 1.2 - Стійкість циліндричної тонкостінної оболонки з вільно опертими торцями під рівномірним зовнішнім тиском

Для характеристики поверхні оболонки часто використовується поняття гаусової кривизни:

$$G = \frac{1}{R_1 * R_2} \quad (1.1)$$

де R_1 і R_2 радіуси кривизни у взаємно перпендикулярних напрямках.

Залежно від форми поверхні, оболонки класифікуються на наступні групи: циліндричні і їх різновиди; двоякої позитивної кривизни; гіперболічні параболоїди (гіпари) негативної гаусової кривизни; оболонки з вертикальною віссю або горизонтальною віссю обертання; складні

оболонки, в тому числі з гіперболічних трикутних склепінь; у вигляді панелей оболонок і нерозрізних оболонок.

Циліндричні оболонки можуть бути монолітними, збірними і збірно-монолітними.

Залежно від відношення прольоту оболонки до його довжини розрізняють довгі оболонки - при відношенні прольоту до довжини хвилі більше одиниці, і короткі, коли це відношення менше одиниці. Циліндричні оболонки спираються на несучі колони через торцеві діафрагми, а по краях, як правило, мають бортові елементи.

Перекриваються прольоти - 18 ... 36 м (до 50 м), довжина хвилі 6 ... 12 м; висота оболонки, включаючи висоту бортового елемента - не менше 1/15 прольоту; стріла підйому - не менше 1/8 довжини хвилі; товщина монолітної гладкої оболонки - 1/200 - ... 1/300 прольоту, але не менше 50 ... 60 мм.

Циліндричні оболонки двоякої кривизни економічніше при прольотах понад 36м.

Короткі циліндричні оболонки перебивають проліт до 100м, але довжина хвилі може складати до 18 ... 36 м.

Збірні конструкції циліндричних оболонок складаються з діафрагм у вигляді сегментних ферм, циліндричних плит і бортових елементів. Стріла підйому становить 1/60 ... 1/10 прольоту.

Гіпери мають широкі архітектурні та композиційні можливості, оскільки дозволяють перебивати приміщення, які мають різноманітні форми в плані. Однак навіть при перекриттях приміщень прямокутної форми в плані є різні можливості, що забезпечують необхідні ухили покриття для організації водостоку і різноманітність архітектурно-композиційних варіантів. При поєднанні гіперболічних параболоїдів

можливості конструювання істотно зростають. По контуру оболонки найчастіше спирають на колони, проте можливе спирання на ферми.

Прямокутні гіпари дозволяють створювати складові оболонки для покриттів виробничих будівель, при цьому часто застосовують "хрестові" дахи.

Складені, в тому числі полігональні оболонки, складають найбільш численну і різноманітну групу оболонок. Складеними оболонками називають покриття, утворені сукупністю елементів поверхонь, що перетинаються між собою. Кожен з елементів поверхні утворює складену оболонку, яку можна визначити як тонкостінну оболонку, окреслену єдиною геометричною поверхнею. Комбінуючи окремі фрагменти геометричних поверхонь, отримують складові просторові покриття будівель з різною конфігурацією плану.

У місцях сполучення окремих поверхонь утворюються "лотки", які характеризуються підвищеною жорсткістю в порівнянні з іншою частиною складної оболонки. Тому складна оболонка менш деформована, ніж "гладка", а значить її будівельна висота може бути дещо зменшена.

У багатьох випадках при конструюванні складених оболонок передбачається центральне кільце з поверхнею позитивної гаусової кривизни, яке дозволяє стикувати бічні елементи - "пелюстки" і яке часто використовується для пристрою світлового або світоаераційного ліхтаря.

Деякі з поширених конструктивних схем складених оболонок з зазначенням рекомендованого діапазону перекриваючих.

Переваги оболонок, особливо складових, полягають в різноманітності конструктивних рішень, що дозволяють знайти раціональне архітектурно-виразне рішення для будівель з різними формами в плані.

Застосування оболонок має сенс для громадських будівель, в тому числі будівель транспортного призначення, спортивних, оглядових,

великих торгових центрів, критих ринків, торгових будинків, виставкових павільйонів, кінотеатрів і т.д.

Куполами називають просторові конструкції двоякої (позитивної гаусової) кривизни, що перекривають плани, головним чином кругові, іноді багатокутні, вписані в коло, іноді еліптичні. В залежності від утворюючої кривої лінії в радіальному перетині купола, як і арки, можуть мати сферичну, стрільчасту, еліптичну, параболічну і конічну форми.

Матеріал несучих конструкцій в куполах використовується ефективно, а опукла форма купольних покриттів забезпечує можливість простої системи відводу вищих вод. Ефективність куполів зростає зі збільшенням прольоту, що досягає 200 м і більше, а композиційні можливості дозволяють створювати прекрасні зразки архітектурного мистецтва.

Ребристі куполи являють собою систему полуарок, розташованих в вертикальних площинах. До складу купола входять також верхнє кільце, до якого сходяться кінці полуарок, і нижнє кільце, на яке вони спираються. Для влаштування покриття встановлюються кільцеві прогони. Діаметр верхнього кільця призначають мінімальним, що допускає прикріплення до нього ребер. При необхідності влаштування ліхтаря або по архітектурним міркувань діаметр кільця може бути збільшений. Нижнє кільце спирається на колони або стіни. Нижнє кільце може бути відсутнім, якщо ребра спираються на фундамент.

Ребристо-кільцеві купола відрізняються від ребристих установкою кільцевих прогонів по нерозрізній схемою. За рахунок включення прогонів в часткове сприйняття розпірних зусиль ребра купола кілька розвантажуються, однак кільцеві прогони завантажуються. Вибір варіантів купола визначається техніко-економічними порівняннями.

Сітчасті купола являють собою багатогранники, вписані в сферичну або іншу поверхню обертання, і відрізняються від ребристих більш рівномірним розподілом матеріалу по поверхні купола.

Сітчасті купола володіють не тільки малої матеріаломісткістю, промислове виробництво, стандартизацією елементів, а й архітектурними достоїнствами. При наявності ребер купола називають ребристо-сітчастими. У разі відсутності ребер малюнки сіток отримали на практиці різноманітні конструктивні рішення, що дозволяють створювати виразні геометричні композиції в інтер'єрі і на фасаді, ефективно поєднуючи мережевий малюнок з багатогранністю огорожувальних елементів.

Ребристі, ребристо-кільцеві і сітчасті купола найчастіше проектується металевими, проте зустрічаються як залізобетонні, так і дерев'яні. Рекордні прольоти перерахованих куполів перевищують 200 м. Стріла підйому купола може змінюватися в широких межах в залежності від призначення і архітектурних міркувань від пологих ($\frac{1}{4}$) до підйомістих (більше 1).

Висота перетину цільностінчатих ребра - $D / 150$; наскрізного - $D / 30$... $D / 50$.

Гладкі купола проектується з гладкими внутрішніми і зовнішніми поверхнями і виконуються із залізобетонних монолітних конструкцій. Рекомендовані діаметри до 100 ... 150. Товщина поверхні купола $1/600$... $1/800$ від діаметра, але не менше 30 мм. Висота перетину ребер купола - $1/20$ від довжини.

Дуже перспективна технологія зведення монолітної оболонки на пневматичекой опалубці, що піднімає від рівня поля всю конструкцію: арматуру, бетон в незастиглому стані, які після подачі знизу стисненого

повітря займають проектне положення. Відомі технології, коли пневматична опалубка попередньо накачується стисненим повітрям, а потім на опалубці кріплять арматурні сітки і наносять бетон методом торкретування.

Конічні купола перекривають круглі плани діаметром до 30 м і виконуються із залізобетону з товщиною оболонки $D / 100 \dots D / 150$.

Хвилясті купола мають поверхню, що складається із залізобетонних оболонок двоякої кривизни, що сходяться до полюса купола.

Зірчасті купола складаються з ромбовидних залізобетонних оболонок, розташованих в радіальному напрямку.

Гладкі купола з розпалубками є різновидом гладкого купола, відрізняються введенням додаткових циліндричних або конусних оболонок по колу купола, що дає не тільки архітектурні, а й функціональні переваги в плані пристрою прорізів для освітлення або вентиляції.

Перекриваються прольоти хвилястих, зірчастих або гладких куполів з розпалубками можуть досягати 80 м.

Деякі приклади застосування куполів, а також проектні розробки наведені на рис. 6.2 ... 6.6.

1.2 Теорія оболонок

Основні положення теорії оболонок

Оболонки різноманітних форм є поширеними елементами літальних апаратів різного призначення. Розрахункова схема оболонки використовується для аналізу герметичних кабін літаків, корпусів і баків ракет, балонів тиску і інших елементів. Більшість елементів інженерних конструкцій в розрахунковій схемі, які належить розраховувати на міцність, як це вже було відзначено, пов'язані з розрахунком бруса, пластинок або оболонок.

Під оболонкою розуміється тіло, один з вимірів якого (товщина) значно менше двох інших. Геометричне місце точок, рівновіддалених від обох поверхонь оболонки, носить назву серединної поверхні. Оболонки різноманітних форм є поширеними елементами літальних апаратів різного призначення. Розрахункова схема оболонки використовується для аналізу герметичних кабін літаків, корпусів і баків ракет, балонів тиску і інших елементів.

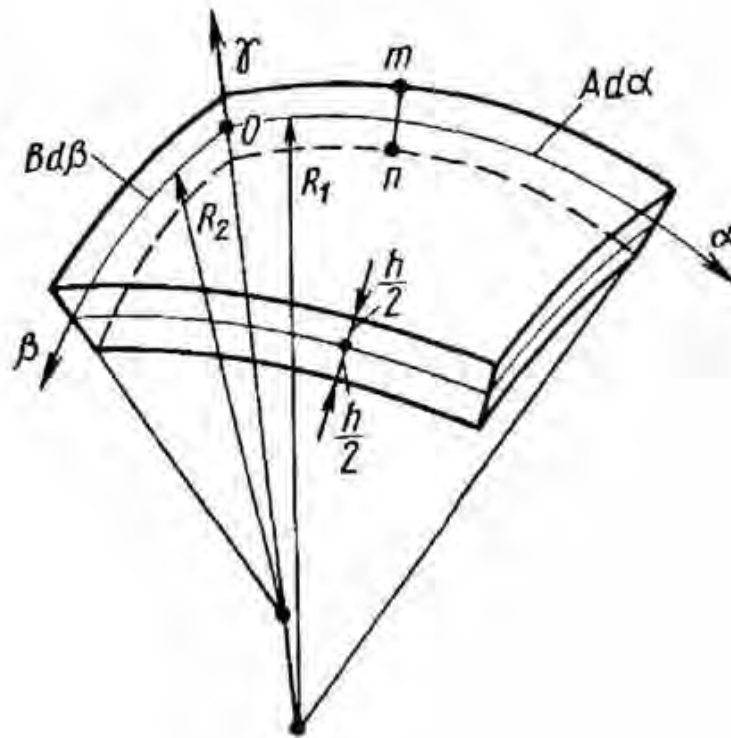


Рис. 1.3 – Зображення серединної поверхні оболонки

Якщо серединна поверхня оболонки є площиною, то таку оболонку називають пластиною.

Геометрична форма об'єктів, які можуть бути зараховані до оболонок або пластин, надзвичайно різноманітна: в машинобудуванні - це корпуси всіляких машин; в цивільному і промисловому будівництві - покриття та перекриття, навіси, карнизи; в кораблебудуванні - корпуси суден, сухих і плавучих доків; в авіабудуванні - фюзеляжі і крила літаків; в рухомому складі залізничного транспорту, кузова вагонів, цистерни, несучі конструкції локомотивів; в атомній енергетиці - захисна конструкція атомних станцій, корпуси реакторів і т.д.

Якщо серединна поверхня оболонки утворює поверхню обертання в формі циліндра, то оболонку називають циліндричною.

До схеми осесиметричної циліндричної оболонки зводиться дуже багато інженерних конструкцій, в тому числі: котлів, баків, нафтопроводів, газопроводів, деталей машин і ін.

Завдання про розрахунок тонкостінних оболонок обертання найбільш просто вирішується в тому випадку, коли можливо прийняти, що напруження, які виникають в оболонці, не змінюються по товщині а, отже, вигин оболонки відсутній.

Теорія оболонок, побудована в цьому припущенні, називається безмоментною теорією оболонок.

Якщо оболонка має різкий перехід і жорсткі защемлення і, крім того, навантажена зосередженою силою і моментами, то в місцях кріплення оболонки, різких змін форми, і в місцях дії зосереджених сил і моментів виникають інтенсивні напруження, зумовлені згинаючим ефектом.

Слід зазначити, що чим менше відношення товщини h оболонки до її радіусу R , тим точніше виконується припущення про сталість напружень по товщині і тим більше точніше виконуються розрахунки по безмоментній теорії.

Відзначимо, що оболонка вважається тонкою, якщо $h / R \leq 1 / 20$.

Отже, при розрахунку на міцність тонких оболонок в залежності від характеру розподілу зовнішніх навантажень, опорних закріплень, застосовується або безмоментна або моментная теорія. При цьому передбачається рівномірний розподіл напружень по поздовжніх і поперечних перерізах оболонок (відсутність в цих перетинах згинальних, крутних моментів і поперечних сил).

При вісесиметричному навантаженні відсутні також зсувні сили. Визначення зусиль по безмоментній теорії проводиться досить точно на відстані, яка перевищує величину $(3 \div 5)$ від місць стрибкоподібної зміни форми або площі перерізу, жорстких контурних закріплень або від місця докладання зовнішніх зосереджених сил і моментів. Поблизу зазначених місць виникають додаткові напруження від згинального ефекту.

У моментной і безмоментной теорії тонких оболонок або, так званої технічної теорії оболонок, що складається в різкій відмінності їх товщини і габаритних розмірів, тягне за собою можливість спрощення теорії шляхом деякої схематизації дійсної роботи конструкцій. Ця схематизація формується в формулювання гіпотез, аналогічних гіпотезам в теорії стержнів, тобто гіпотезам плоских перетинів і гіпотезам "ненаходження" шарів оболонки один на інший.

Ці гіпотези дозволяють звести тривимірну задачу механіки суцільного середовища до двовимірної, подібно до того як в теорії стрижнів тривимірна задача зведена до одновимірної.

Далі в технічній теорії тонких оболонок нехтують членами h / R в порівнянні з одиницею.

Оболонки, до яких можна застосувати згадані вище гіпотези, називаються тонкими, а ті, до яких ці гіпотези не застосовні, називаються товстими.

Межа між тонкими і товстими оболонками умовна і визначається відношенням $h / R \approx 1 / 20$.

У тих випадках, коли $h / R \geq 1 / 20$ для отримання прийнятних результатів точності застосовується апарат механіки суцільного середовища, зокрема теорії пружності або пластичності в залежності від постановки задачі.

П'ять рівнянь рівноваги нескінченно малого елемента оболонки, які пов'язують між собою внутрішні силові фактори:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial u}(BN_u) + \frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial v}(A^2S) - \frac{\partial B}{\partial u}N_v - AB \frac{Q_u}{R_u} + ABX &= 0 \\ \frac{1}{B} \frac{\partial}{\partial u}(B^2S) - \frac{\partial A}{\partial v}N_u + \frac{\partial}{\partial v}(AN_v) - AB \frac{Q_u}{R_u} + ABY &= 0 \\ AB \left(\frac{N_u}{R_u} + \frac{N_v}{R_v} \right) + \frac{\partial}{\partial u}(BQ_v) + \frac{\partial}{\partial u}AQ_v - ABZ &= 0 \end{aligned} \quad (1.2)$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{B} \frac{\partial}{\partial u} (B^2 H) + \frac{\partial A}{\partial v} M_u - \frac{\partial}{\partial v} (A M_v) + A B Q_v &= 0 \\ -\frac{\partial}{\partial u} (B M_u) + \frac{1}{A} \frac{\partial}{\partial v} (A^2 H) + \frac{\partial B}{\partial u} M_v - A B Q_v &= 0 \end{aligned}$$

Геометричні рівняння теорії оболонок пов'язують між собою переміщення і деформації серединної поверхні оболонки. шість співвідношень між деформаціями і переміщеннями:

$$\begin{aligned} \varepsilon_u &= \frac{1}{A} \frac{\partial u_u}{\partial u} + \frac{1}{AB} \frac{\partial A}{\partial v} u_v - \frac{u_z}{R_u} \\ \varepsilon_v &= \frac{1}{B} \frac{\partial u_v}{\partial v} + \frac{1}{AB} \frac{\partial B}{\partial u} u_u - \frac{u_z}{R_v} \\ \varepsilon_{uv} &= \frac{B}{A} \frac{\partial}{\partial u} \left(\frac{u_v}{B} \right) + \frac{A}{B} \frac{\partial}{\partial v} \left(\frac{u_u}{A} \right) \\ \kappa_u &= -\frac{1}{A} \frac{\partial \gamma_u}{\partial u} - \frac{1}{AB} \frac{\partial A}{\partial v} \gamma_v \\ \kappa_v &= -\frac{1}{B} \frac{\partial \gamma_v}{\partial v} - \frac{1}{AB} \frac{\partial B}{\partial u} \gamma_u \\ 2\kappa_{uv} &= -\frac{B}{A} \frac{\partial}{\partial u} \left(\frac{\gamma_u}{B} \right) - \frac{A}{B} \frac{\partial}{\partial v} \left(\frac{\gamma_v}{A} \right) \end{aligned} \tag{1.3}$$

Фізичні рівняння (закон Гука в теорії оболонок) мають вигляд. Шість формул, що пов'язують між собою внутрішні силові фактори і деформації серединної поверхні оболонки.[14]

$$\begin{aligned} N_u &= \frac{Eh}{1 - \mu^2} (\varepsilon_u + \mu \varepsilon_v) \\ N_v &= \frac{Eh}{1 - \mu^2} (\varepsilon_v + \mu \varepsilon_u) \end{aligned}$$

$$S = \frac{Eh}{2(1+\mu)} \varepsilon_{uv} \quad (1.4)$$

$$M_u = \frac{Eh^3}{12(1-\mu^2)} (\kappa_u + \mu\kappa_v)$$

$$M_v = -\frac{Eh^3}{12(1-\mu^2)} (\kappa_v + \mu\kappa_u)$$

$$H = \frac{Eh^3}{12(1+\mu)} \kappa_{uv}$$

1.3 Гідродинаміка

Гідродинаміка - розділ гідромеханіки про рух нестисливих рідин під дією зовнішніх сил і механічну взаємодію між рідиною і твердими тілами при їх відносному русі.

В гідродинаміці розрахунки спрощуються введенням поняття струйчастої моделі руху.

Згідно з цією моделлю, потік утворюється окремими елементарними цівками, вивчивши кожну з яких окремо, можна отримати закономірності потоку в цілому.

Основними рівняннями гідродинаміки є рівняння нерозривності (суцільності) і рівняння Бернуллі.

Рівняння нерозривності ще має назву рівняння сталої витрати.

1. Для елементарної цівки

$$dQ_1 = dQ_2 = dQ = \text{const} \quad (1.5)$$

або

$$U_1 d\omega_1 = U_2 d\omega_2 = U d\omega = \text{const} \quad (1.6)$$

де

U_1, U_2, U - швидкості руху частинок рідини в окремих живих перетинах цівки;

$d\omega_1, d\omega_2, d\omega$ - площі живих перерізів цівки.

2. Для потоку

$$Q_1 = Q_2 = Q = \text{const} \quad (1.7)$$

або

$$V_1 \omega_1 = V_2 \omega_2 = V \omega = \text{const} \quad (1.8)$$

де

V_1, V_2, V - середні швидкості в живих перетинах;

$\omega_1, \omega_2, \omega$ - площі живих перерізів потоку.

Рівняння Бернуллі встановлює зв'язок між швидкістю течії, тиском та висотою певної точки в ідеальній рідині.

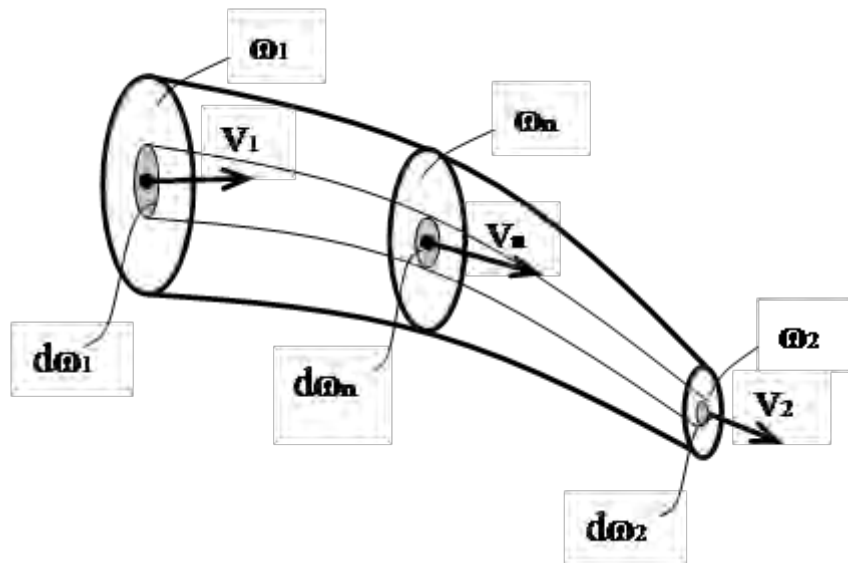


Рис. 1.4 - До рівняння нерозривності.

Для спрощення вивчення загальних закономірностей, властивих рухомій рідині, її часто представляють у вигляді нестисливого середовища, що не володіє

внутрішнім тертям. Тобто відсутні дотичні напруження в двох сусідніх шарах. Таку рідину називають ідеальною.

Рівняння Бернуллі для елементарної цівки ідеальної рідини:

$$E = Z_1 + \frac{P_1}{\gamma} + \frac{U_1^2}{2g} = Z_2 + \frac{P_2}{\gamma} + \frac{U_2^2}{2g} = \text{const} \quad (1.9)$$

де

E - повний гідродинамічний напір, повна питома механічна енергія потоку рідини в даному перетині.

U - середня швидкість потоку;

P - гідростатичний тиск;

Z - геометричний напір, або питома потенційна енергія положення;

$\frac{P}{\gamma}$ - п'єзометричний натиск, або питома потенційна енергія тиску;

$\frac{U^2}{2g}$ - швидкісний напір, або питома кінетична енергія

Уявімо це рівняння графічно для елементарної цівки змінного перерізу (див рис. 2.2)

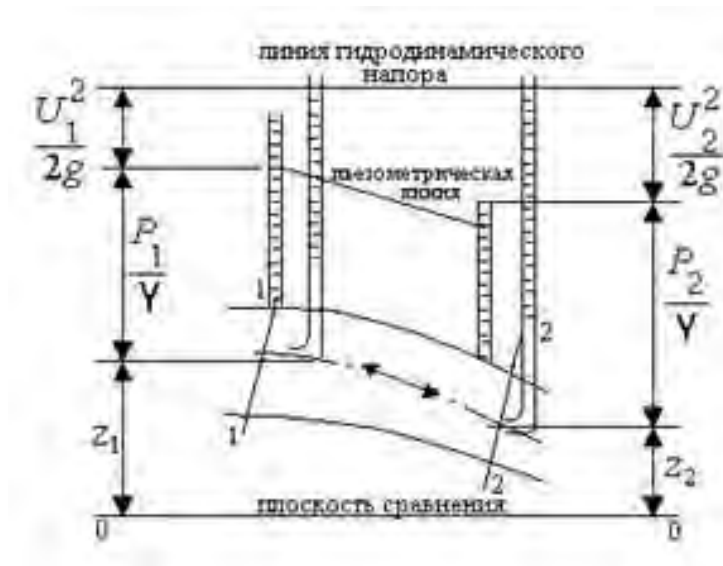


Рис. 1.5 – Графічне зображення рівняння для елементарної цівки змінного перерізу

В будь якому поперечному перерізі стаціонарного потоку ідеальної рідини, повний гідродинамічний напір є постійним, повна питома механічна енергія потоку рідини постійна по всій довжині труби.

Рівняння Бернуллі виражає енергетичний баланс потоку і є окремим випадком закону збереження енергії.

Грунтуючись на законі збереження речовини, на припущенні про суцільність течії і на властивості трубки струму (її непроникності) можна стверджувати, що витрата рідини у всіх перетинах елементарних цівок буде однаковою. Виходячи з цього, можна сформулювати рівняння суцільності для елементарної цівки:

При усталеному русі, витрата речовини через будь який поперечний переріз є постійною величиною для всієї цівки.

З цього рівняння випливає, що середня швидкість обернено пропорційна площі перетину.

Ідеальної рідини, позбавленої в'язкості, в природі не існує.

Досвід показує, однак, що при обтіканні деяких тел маловязкою рідиною (такий, як вода, повітря) гальмування через в'язкого тертя охоплює лише тонкий пристінний шар. За межами цього шару в'язкість надає пренебрежимо малий вплив на розподіл швидкостей і тисків. Тому для вивчення зовнішнього потоку можливо використовувати методи динаміки ідеальної рідини, що істотно спрощує завдання в порівнянні з динамікою в'язкої рідини. Нехтування в'язкістю допомагає також вирішувати в першому наближенні завдання одновимірного течії.

Рівняння Ейлера - одне з основних рівнянь гідродинаміки ідеальної рідини. Названо на честь Л. Ейлера, який отримав це рівняння в 1752 році (опубліковано в 1757 році). За своєю суттю є рівнянням руху рідини. До сих пір невідомо, чи існує гладке рішення рівняння Ейлера в тривимірному випадку, починаючи з заданого моментів часу.

Рівняння гідродинаміки Ейлера висловлюють в застосуванні до рідкої частинки другий закон Ньютона: «Твір маси частинки на прискорення дорівнює діючій силі» отримуємо рівняння Ейлера для руху ідеальної рідини в полі тяжіння:

$$\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + (\mathbf{v} * \nabla) \mathbf{v} = \mathbf{g} - \frac{1}{\rho} \nabla p \quad (1.10)$$

де

$\rho(x, y, z, t)$ — щільність рідини,

$p(x, y, z, t)$ — тиск в рідині,

$\mathbf{v}(x, y, z, t)$ — вектор швидкості рідини,

$\mathbf{g}(x, y, z, t)$ — вектор напруженості силового поля,

∇ — Оператор Гамільтона для тривимірного простору.

1.4 Гідростатика

Гідростатика — розділ гідромеханіки, що вивчає закони рівноваги рідин, які перебувають у стані абсолютного чи відносного спокою та рівноваги тіл, занурених у рідини за умови, коли відсутні переміщення часток рідини одна відносно одної.

Основним законом (рівнянням) гідростатики називається рівняння (1.11):

$$\frac{p}{\rho g} + z = H = \text{const} \quad (1.11)$$

де

p - гідростатичний тиск (атмосферний або надмірний) в рідині,

ρ – густина рідини,

g - прискорення вільного падіння,

z - висота точки над площиною порівняння (геометричний напір),

H - гідростатичний напір.

Для двох рівнів рідини I і II рівняння набуде вигляду:

$$z_1 + \frac{p_1}{\rho g} = z_2 + \frac{p_2}{\rho g} \quad (1.12)$$

Рівняння показує, що гідростатичний напір у всіх точках рідини в стані спокою є постійною величиною.

1.5 Основи МСЕ

Метод скінчених елементів (МСЕ) є потужним чисельним методом розв'язання диференціальних рівнянь, який покладено в основу більшості сучасних програмних пакетів для моделювання процесів механіки, електродинаміки, гідро та газодинаміки.

Основна ідея методу скінченних елементів полягає в тім, що конструкція представляється набором окремих фрагментів – скінченних елементів, які взаємодіють між собою в скінченній кількості точок – вузлах. Пружно-деформований стан скінченно-елементної (дискретної) моделі конструкції характеризується переміщеннями та реакціями, визначеними у вузлах. Зусилля і переміщення у будь-якій точці визначаються як функції вузлових переміщень.

Типова інженерна задача в МСЕ починається з підготовки моделі — віртуального аналога реальної будівельної конструкції, технологічного виробу, деталі механізму тощо.

З геометричної точки зору, розрахункова модель є полем точок, що пов'язані між собою примітивами (відрізками прямих ліній, трикутниками, прямокутниками та ін.). Так утворюється сітчаста структура — геометрія вихідної конструкції апроксимується накладеною на неї сіткою і подальша робота здійснюється вже не з вихідною системою, а з цією отриманою сіткою.

Окрім геометрії, примітиви, які з'єднують вузлові точки моделі, мають також відомі механічні властивості. Це означає, що якщо пов'язати жорсткості всіх елементів сітки в єдине ціле (в межах прийнятих в моделі припущень), то можна встановити напружено-деформований стан усієї системи. Так проектувальник може отримати будь-які показники, які його цікавлять — поздовжні і поперечні сили, згинальні і крутильні моменти, напруження, деформації тощо.

Сучасна інтерпретація МСЕ доволі складна, однак, можна виділити декілька ключових моментів.

З математичної точки зору, область, в якій шукається рішення системи диференціальних рівнянь МСЕ, розділяється на окремі сектори (елементи) і для кожного елемента обирається апроксимуюча функція довільного виду. Найбільш простий і "грубий" випадок — поліном першого ступеня: поза елементом обрана функція дорівнює нулю, а на кордонах (у вузлах) функція приймає значення, які є рішенням задачі. Звісно, вони заздалегідь невідомі. Коефіцієнти полінома, що є частиною апроксимуючої функції, знаходять з умов рівності значень сусідніх функцій у вузлах.

Далі складається система лінійних алгебраїчних рівнянь, в яких число невідомих дорівнює числу ступенів свободи системи (в загальному випадку, це шестиразове збільшення кількості вузлів сітки). Розміри сітки обмежуються не тільки конкретною задачею, а й фізичними можливостями комп'ютера (в першу чергу, обсягом доступної пам'яті).

У науковій, технічній літературі теорія методу скінченних елементів викладається через матричне обчислення. Етапи, що описані вище, обов'язково містять збір матриць жорсткості і мас конструкції. Матриця жорсткості є таблицею, до якої записані вузлові реакції скінченного елемента на почергові одиничні збурення кожного його вузла. Простіше кажучи, матриця жорсткості скінченного елемента — це система взаємозв'язків всіх його точок на "механічному" рівні. Використовуючи локальну матрицю жорсткості кожного окремого елемента, комп'ютерна програма (CAE) формує глобальну матрицю жорсткості, складаючи жорсткості всіх елементів, що стикаються в загальних (суміжних) вузлах, з урахуванням їхньої орієнтації в просторі. У результаті виходить загальна система взаємозв'язків між усіма вузлами розрахункової моделі.

Для зібраних матриць потім визначаються граничні умови (тобто враховуються закріплення системи, опори). Інженер також задає навантаження, що моделюють вплив на конструкцію зовнішніх сил, після чого отримана система

лінійних алгебраїчних рівнянь вирішується тим чи іншим методом (наприклад, вельми ефективним вважається метод Холецького). Якщо МСЕ реалізується в формі методу переміщень, то результатом рішення є переміщення кожного вузла конструкції. За знайденими вузовими переміщеннями можуть бути визначені інші фактори напружено-деформованого стану.

Кількість вузлів і елементів, з яких складається розрахункова модель, заздалегідь відома. Для деяких складних систем вона може вимірюватися тисячами і навіть мільйонами, але ця кількість, так чи інакше, скінченна. Ця обставина, а також те, що заздалегідь відомий принцип "роботи" кожного окремого елемента системи, й обумовила назву — метод скінченних елементів. А саму сітку називають скінченно-елементною.

CAE — англomовна аббревіатура, яка дослівно означає Computer-Aided Engineering. Так прийнято називати софт, що вирішує різні інженерно-технічні задачі (аналіз, розрахунки, симуляції різноманітних фізичних процесів тощо).

Здебільшого розрахункові модулі сучасного CAE-софту засновані на числових методах вирішення диференціальних рівнянь, а саме МСЕ.

CAE-системи майже нерозривно пов'язані з CAD-системами (Computer-Aided Design), оскільки оцінка міцності або динамічний аналіз є частиною більш загального циклу проектування, конструювання виробів. Часто вони інтегровані один в одного, на рівні інтерфейсу користувача. Революційне значення CAE для сучасної техніки та інженерії полягає в тому, що CAE-софт перевіряє працездатність виробу або конструкції без істотних витрат часу і коштів на натурні випробування, тому що програма на основі методу скінченних елементів дозволяє оцінити поведінку комп'ютерної моделі в умовах, близьких до реальних.

Ключові напрямки CAE:

FEA (Finite Element Analysis) — аналіз деформацій і напружень деталей і зборок

CFD (Computer Fluid Dynamics) — обчислювальна гідродинаміка, аналіз теплових і рідинних потоків

MBD (MultiBody Dynamics and Kinematics) — багатомасова твердотільна динаміка, кінематика

Structural Optimization — оптимізація конструкцій
інструменти для аналізу і симуляції лиття, формування, штампування та інших технологічних процесів

В роботі MCE застосовано до розв'язання задач стаціонарної теплопровідності та термопружності. Основні етапи розв'язання задач MCE такі:

- розрахункова область розбивається на множину елементарних під областей – скінчені елементи;
- на кожному елементі шукана функція апроксимується спеціальними функціями – функціями форм, що містять невідомі вузлові значення;
- апроксимації підставляються у визначальне диференціальне рівняння, при цьому отримують значення відхилів від його точного розв'язку. Далі з 46 застосуванням методу зважених відхилів отримують систему алгебраїчних рівнянь відносно невідомих вузлових значень;
- розв'язується система алгебраїчних рівнянь, що дає наближений розв'язок задачі по всій області.

Є два методи створення скінченоелементної моделі – це твердотільне моделювання і пряме моделювання. Твердотільне моделювання – це спочатку створення геометричної моделі об'єкта, тобто опис його геометричної форми, а потім побудова сітки скінчених елементів на ній. Пряме моделювання – це безпосереднє геометричне завдання вузлів елемента. В даному випадку використовується твердотільне моделювання.

Бібліотека елементів ANSYS містить більше ста різних типів елементів. Кожен елемент має своє ім'я, яке описує сімейство елементів, необхідних для моделювання відповідного об'єкта, і номер. Типом елемента визначаються

ступені свободи елемента, які впливають і на тип аналізу – механічний, термічний, магнітний, електричний, та модель об'єкта – одновимірний, двовимірний або тривимірний.

У статичному розрахунку для побудови СЕ-сітки використовується скінчений елемент SOLID185 – об'ємний, трьох вимірний 8-ми вузловий елемент, що має три ступені свободи на кожному вузлу: переклади в вузлах x , y та z напрямків. Елемент має пластичність, гіпереластичність, жорсткість напруження, повзучість, великий прогин і великі деформаційні можливості. Він також має змішану композиційну здатність для імітації деформацій майже нестискуваних еластопластичних матеріалів і повністю нестискуваних гіпереластичних матеріалів. Геометрія елемента і розташування вузлів елемента на рис. 2.3.

У термальному розрахунку для побудови СЕ-сітки використовується скінчений елемент SOLID70 – об'ємний, трьох вимірний 8-ми вузловий елемент з одним ступенем свободи.

Елемент SOLID70 має 8 вузлів з одним ступенем свободи, температури, в кожному вузлу. Застосовують для стаціонарного та нестаціонарного теплового аналізу. Геометрія елемента і розташування вузлів елемента повністю ідентичні скінченому елементу SOLID185.

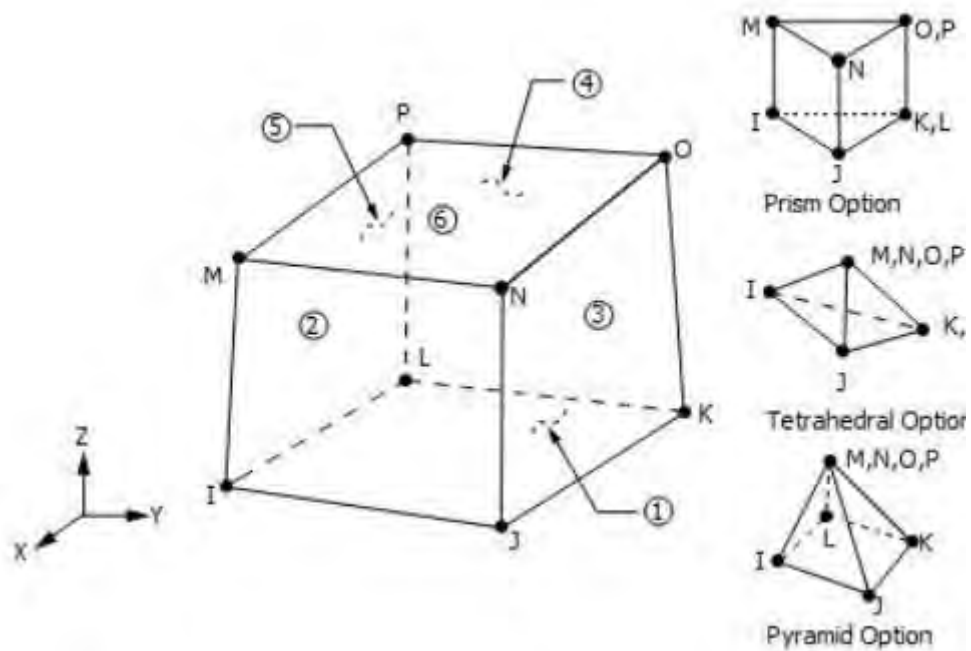


Рисунок 1.6 – Скінчений елемент SOLID185 та SOLID70

1.6 Теоретичні основи моделювання

ANSYS - універсальна програмна система кінцево-елементного (МСЕ) аналізу, яка існує і розвивається протягом останніх 30 років, є досить популярною у фахівців в сфері автоматизованих інженерних розрахунків (САПР, або CAE, Computer-Aided Engineering) і CE рішень лінійних і нелінійних, стаціонарних і нестаціонарних просторових задач механіки деформованого твердого тіла і механіки конструкцій (включаючи нестаціонарні геометричні і фізичні нелінійні задачі контактної взаємодії елементів конструкцій), завдань механіки, рідини і газу, теплопередачі і теплообміну, електродинаміки, акустики, а також механіки. Також Ansys займається перспективним бізнесом, створюючи інструменти візуалізації для динамічного сегмента 3D-друку. Рішення Ansys дозволяють проектувати вироби для тривимірного друку з різних матеріалів, включаючи лазерний друк SLM з дрібнодисперсних металевих порошків. В даний час рішення Ansys охоплюють практично всі сегменти інженерної галузі: від важкого машинобудування, оборонної промисловості та аерокосмічної техніки до мікроелектроніки, медицини і симуляторів для тестування ПЗ. Моделювання та аналіз в деяких областях промисловості дозволяє уникнути дорогих і тривалих циклів розробки типу «проектування - виготовлення - випробування». Система працює на основі геометричного ядра Parasolid. Програмна система CE аналізу ANSYS розробляється американською компанією ANSYS Inc.

Пропоновані фірмою ANSYS Inc. засоби чисельного моделювання та аналізу сумісні з деякими іншими пакетами, зокрема система ANSYS сполучається з CAD-системами NX, CATIA, Pro / ENGINEER, SolidEdge, SolidWorks, Autodesk Inventor і деякими іншими.

Основні рівняння МСЕ:

– рівняння рівноваги

$$\frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} + X = 0;$$

$$\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} + Y = 0;$$

$$\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + Z = 0;$$

(1.13)

– геометричні співвідношення (рівняння Коші)

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x}; \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y}; \quad \varepsilon_z = \frac{\partial w}{\partial z};$$

(1.14)

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}; \quad \gamma_{xy} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}; \quad \gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x};$$

– узагальнений закон Гука

$$\varepsilon_x = \frac{1}{E} \left(\sigma_x - \nu (\sigma_y + \sigma_z) \right)$$

$$\varepsilon_y = \frac{1}{E} \left(\sigma_y - \nu (\sigma_x + \sigma_z) \right)$$

$$\varepsilon_z = \frac{1}{E} \left(\sigma_z - \nu (\sigma_y + \sigma_x) \right)$$

(1.15)

$$\gamma_{xy} = \frac{1}{G} \tau_{xy}$$

$$\gamma_{xz} = \frac{1}{G} \tau_{yz}$$

$$\gamma_{xz} = \frac{1}{G} \tau_{xz}$$

(1.16)

$$G = \frac{2 \cdot (1 + \mu)}{E}$$

(1.17)

- матричне рівняння теплопередачі:

$$[K]\{T\} = \{Q\}, \quad (1.18)$$

де

$[K]$ – матриця ефективної теплопровідності;

$\{T\}$ – вектор вузлових температур;

$\{Q\}$ – вектор ефективного теплового потоку у вузлі.

Формула знаходження швидкості утворення тепла:

$$W = \pi G_2 \varepsilon^2 \quad (1.19)$$

де

W - швидкість утворення тепла у вузлі;

G_2 - модуль пружності другого роду;

ε - деформація у вузлі.

Формула знаходження утвореного тепла за цикл:

$$Q = \frac{W}{\tau} \quad (1.20)$$

де

τ - період циклу.

Сукупність диференціальних рівнянь рівноваги, геометричних і фізичних співвідношень утворюють систему з 15 рівнянь, в яку входить 6 компонент

напруження, 6 компонент деформації і 3 компонента переміщень, тобто утворюють замкнену систему рівнянь, з якої можна визначити НДС тіла.

2. ПАЛИВНА СИСТЕМА ЛІТАКА

2.1 Схема паливної системи

Паливна система літального апарату - система силової установки літака для розміщення палива на літаку, вироблення його в певному порядку, подачі палива до споживачів, а також виконання допоміжних функцій. Тобто це група ємностей, призначених для зберігання запасу рідкого палива на борту літального апарату з системою сполучних трубопроводів, а також система подачі палива до двигунів і його перекачування, заправки і зливу палива, наддуву і дренажу паливних баків, а також електронна система заправки, вимірювання та центрування. Невеликі літальні апарати мають нескладну паливну систему, тоді як висотні і швидкісні – в рази складнішу.

Кількість палива на борту повітряного судна вимірюють не в одиницях ємності, а як вага - в кілограмах (в метричній системі) або в фунтах (LBS).

Пальне в турбореактивних і турбогвинтових двигунах літаків і вертольотів, зазвичай, використовують в газоподібному виді. У легкомоторній авіації з поршневіми двигунами використовується високооктановий бензин.

Невеликі за розміром літаки часто мають один, або кілька з'єднаних між собою арматурою паливних баків, зроблених з алюмінієвого сплаву і невеликий видатковий або пілотажний бак. Паливо до двигуна надходить самопливом (за рахунок земної сили тяжіння). Є простий вимірювач рівня палива або вимірювач витрати. Заправка проводиться через верхні горловини.

У сучасних великих літальних апаратах широко застосовуються кесон-баки, що являють собою герметичні порожнини в крилі, кілі або

стабілізаторі, а також м'які гумові баки, склеєні з листової керосіностойкої гуми. Усередині м'яких баків можуть бути змонтовані металеві профілі, для підтримки форми бака. Маємо приклади застосування досить складні конструкції під назвою - бак-відсік, які виконують роль силових елементів планера, відсіків для обладнання і одночасно слугують ємностями для палива.

На маневрених літаках, наприклад – винищувачах, паливні баки часто заповнюються губчастим синтетичним матеріалом (пінополіуретаном), для запобігання переливання палива при порушенні центрування. Також губчастий наповнювач запобігає вибухам парів палива при пошкодженнях і пострілах. Для маломаневрених літальних апаратів всередині баків з тією ж метою встановлюються жорсткі перегородки з каліброваними отворами.

Паливна система (ПС) великого повітряного судна зазвичай складається з груп баків. Кожна група може конструктивно складатися з декількох ємностей (баків). Всі баки обладнуються вбудованими зануреними електричними паливними насосами і з'єднуються між собою системою трубопроводів (внутрішні паливні трубопроводи пофарбовані в жовтий колір) з кранами електричного перемикання, що забезпечують той чи інший порядок витрати палива. Так як для літака вкрай важливий рівень центрування, то паливо виробляється за визначеною програмою, підтримуючи центрування літака в польоті в заданих межах. Зазвичай паливо подається до двигунів протягом усього польоту з витратних баків (або витратних відсіків всередині баків), а паливо з інших баків поступово переміщується у витратні баки, відповідно до програми витрати палива. Крім цього, маневрені літаки в паливній системі мають спеціальний бак (або порожнину в баку), призначений для живлення двигунів в умовах перевантаження (при виконанні фігур пілотажу).



Рис. 2.1 – Паливна система літака

Деякі літаки мають центрувальні баки, паливо в яких ніколи не закінчується повністю, за винятком аварійних випадків (так, наприклад, зроблено на багатьох літаках КБ Туполєва). У разі повного використання або зливу палива з системи літак падає на хвіст, задираючи вгору носову частину.

Електричні насоси умовно діляться на ті що підкачують – подають паливо до двигуна, та ті що перекачують – необхідні для перекачки палива всередині паливної системи.

Основний паливний насос встановлений на двигуні і проводиться в дію механічним приводом (через коробку приводів). Електропривідний паливний насос підкачки встановлений в розтратному баку і створює

необхідний надлишковий тиск палива на вході в паливний насос двигуна, для запобігання кавітації палива на великих висотах. Всі насоси, що підкачують та перекачують паливо часто дублюються, і при несправності одного насоса з пари забезпечується повноцінна робота ПС. Робота насосів (порядок їх включення і справність) контролюється за тиском палива в трубопроводах спрацьовуванням відповідного сигналізатора тиску.

Іноді насоси для перекачування не встановлюються зовсім, і паливо подається самопливом. Так, наприклад, організована подача палива з кільового паливного бака на Іл-62М і крильєвих баків на Бе-12.

У деяких випадках електропривідні паливні насоси не застосовуються, а паливо витискається з баків надлишковим тиском повітря, що відбирається від компресора маршового двигуна (або від повітряного балона). Так часто організовують подачу палива з підвісних додаткових баків.

Також всі паливні баки літака мають систему дренажу і наддуву. Дренажна система забезпечує сполучення надпаливного простору бака з атмосферою і запобігає появі розрідження в баці при використанні палива. Щоб при еволюціях літака паливо не виливалося через дренажну систему, в паливній системі можуть бути встановлені дренажні паливні бачки, з яких паливо перекачується додатковими насосами відкачування назад в баки. Система наддуву створює деякий надлишковий тиск в баках, для запобігання кавітації паливних насосів.

Заправка паливом може бути здійснена як вручну за допомогою роздаткового пістолета через верхні заливні горловини баків самопливом, так і через стандартну горловину централізованої заправки під тиском. У першому випадку паливо заливається в поступово, щоб не порушувалось центрування літака і літак просто не впав на хвіст. При централізованій заправці, паливо подається під тиском від аеродромного паливозаправника

(ПЗ) або від стаціонарної централізованої системи заправки (ЦСЗ) під тиском через заливну горловину і автоматично (за програмою) розподіляється по баках. З цією метою на борту ПС встановлюються різні електронні системи заправки, вимірювання, витрати і центрування.

У найпростішому випадку на борту є паливомір, який показує кількість палива в баках і витратомір, який визначає поточну витрату палива силовими установками. Паливомір вимірює масу палива (в кілограмах) в кожному баку і загальну суму палива на борту. В якості датчиків рівня палива зазвичай застосовують ємнісні датчики (рідше - поплавкові), що представляють собою циліндричний електричний конденсатор всередині бака, включений в плече самоврівноваженого вимірювального мосту змінного струму. Принцип роботи такого датчика заснований на зміні ємності конденсатора при зниженні рівня палива, за рахунок різниці діелектричних властивостей гасу і повітря. Регулятор потоку вимірює швидкість потоку палива в трубопроводі за допомогою крильчатки, механічно прив'язаної до датчика частоти обертання. Чим більше швидкість потоку палива в каліброваному трубопроводі, тим більше частота обертання крильчатки і частота знімаються з датчика електричних імпульсів.

Підтримка центрування в польоті виконується вручну включенням насосів перекачування в оберненій послідовності. Більш складні системи програмного керування витратою палива самостійно управляють насосами перекачування відповідно до закладеної програми. Сучасна апаратура автоматизує всі процеси заправки, управління витратою палива в польоті (в тому числі при нерівномірному використанні), аварійного зливу палива, а також контролює температуру палива і наявність води, і видає відповідні електричні сигнали в суміжні системи.

Пістолетна заправка в даний час залишилася тільки на невеликих літаках і вертольотах. В основному застосовується централізована система заправки, так як цей процес технологічно простіший і швидший. Також під час пістолетної заправки неминуче потрапляння в баки сторонніх часток і води (при негоді).

Перед виконанням процедури заправки, паливозаправник і літальний апарат в обов'язковому порядку мають бути заземлені, а також з'єднуються між собою металевим тросом металізації, для вирівнювання електричного потенціалу. Це робиться для запобігання виникнення іскри від статичної електрики і виникнення пожежі - при русі великих мас палива з великою швидкістю потоку неминуче виникає електризація конструкції.

Всі баки в літаку мають зливні горловини. Перед кожною заправкою паливом з паливозаправника обов'язково відбирається паливо для контролю якості. Після кожної заправки паливом літального апарату, в обов'язковому порядку з кожного бака виконується так званий злив відстою - деякої кількості палива з нижньої частини бака, для перевірки наявності води і механічних домішок (присутність води в гасі визначається введенням декількох крупинок сухого марганцевокислого калію). Тара зі злитим паливом маркується встановленим порядком, так як є звітним матеріалом і зберігається до наступної заправки повітряного судна.

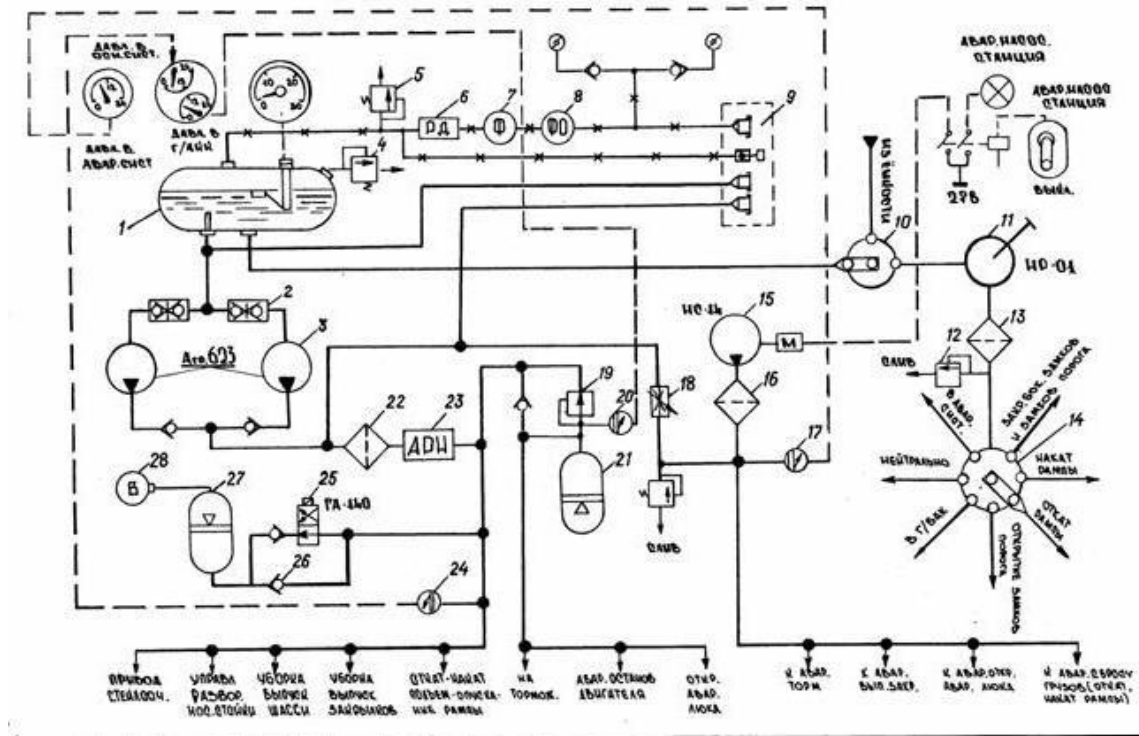


Рис. 2.2 – Загальний вид паливної системи літака

Для аварійного зливу палива з баків в польоті передбачено різні системи. Паливо зливається для полегшення літака перед вимушеною (аварійною) посадкою, якщо вона стає необхідною незабаром після зльоту, оскільки максимальна допустима посадкова вага (відповідно до вимог міцності конструкції планера) зазвичай трохи менше злітної ваги літака.

Крім аварійного, передбачається експлуатаційний злив палива з баків літального апарату в паливозаправник, що потрібно при певних технічних роботах.

Для підвищення дальності польоту на військових літаках іноді застосовуються підвісні (скидаються в польоті після вироблення з них палива) паливні баки обтічної форми, розташовані на зовнішній підвісці. Іноді при перегонці машини застосовуються додаткові баки, встановлені в грузовому замість штатного ракетно-бомбового озброєння літака. На

вертольотах для збільшення дальності польоту практикується установка додаткових паливних баків у вантажній кабіні.

Для запобігання пожеж і вибухів парів палива при аварійних ситуаціях (бойові пошкодження або вимушені посадки), усі військові, і деякі цивільні літаки мають систему заповнення баків "Нейтральним газом" (НГ). Зазвичай це азот або технічна вуглекислота в балонах високого тиску, іноді застосовуються бортові генератори нейтрального газу (наприклад, на Іл-76 або Ан-22). Нейтральний газ подається в баки в міру вироблення палива від тієї ж самої паливної автоматики, що керує порядком витрати. На пасажирських літаках на закінцівках крила встановлюються ударні датчики, що спрацьовують при посадці "на черево" і викликають миттєву подачу НГ в баки[4].

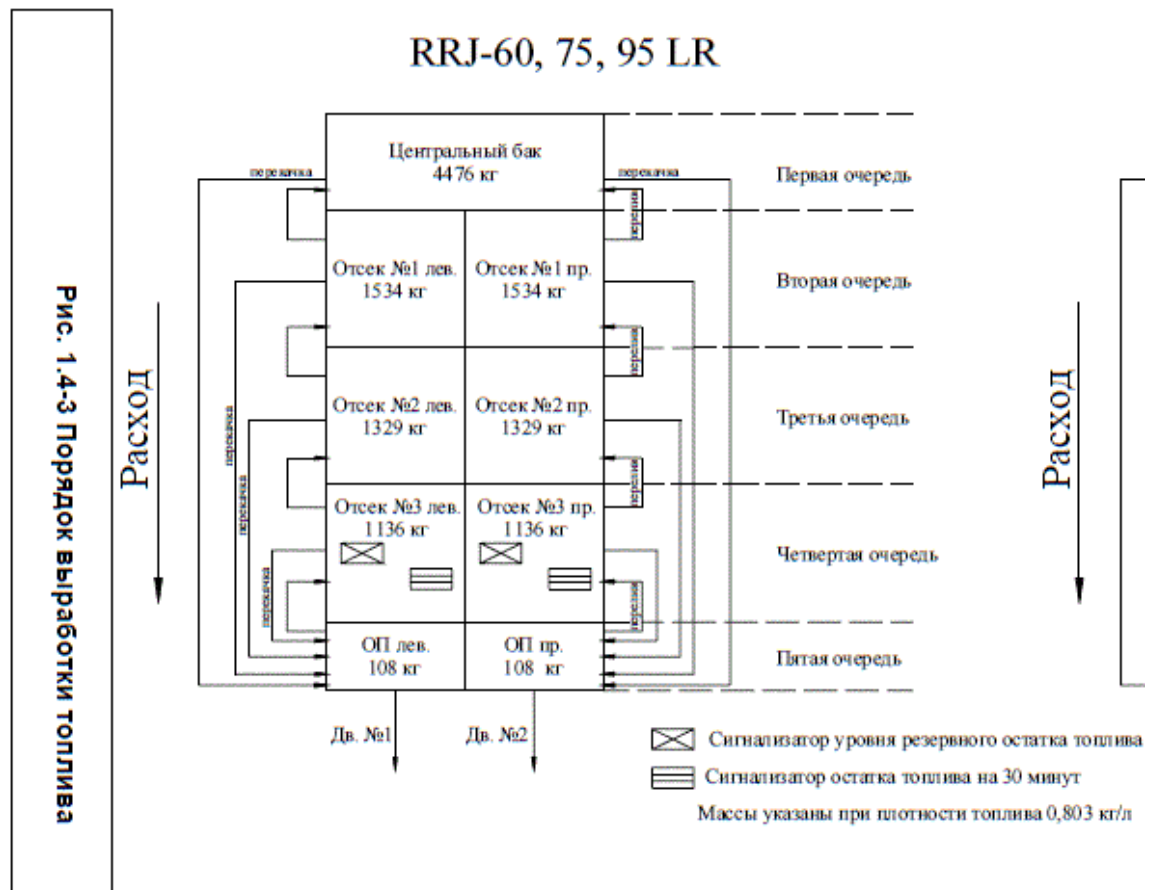


Рис. 2.3 - Обсяг баків, взаємозв'язок і порядок витрати палива.

Паливна система забезпечує розміщення запасу палива, необхідного для виконання польоту, і безперебійну подачу його двигунів.

На деяких літаках паливна система виконує додаткові функції, наприклад забезпечує балансування і підтримує оптимальну центрування літака за рахунок перекачування палива з одних баків в інші; паливо може використовуватися в якості холодоагенту для охолодження бортових систем в технічних відсіках.

Паливну систему можна умовно розділити на наступні взаємопов'язані підсистеми: паливні ємності (паливні баки, дренаж баків, системи перекачування палива); система розподілу палива (системи заправки і подачі палива до двигунів); злив палива (аварійний злив в польоті, слив на землі, слив конденсату); прилади та пристрої контролю роботи паливної системи.

Залежно від призначення і потрібних ЛТХ літака маса палива складає 10-60% злітної маси літака, тому розміщення палива на його борту є складною компонувальною і конструктивною проблемою.

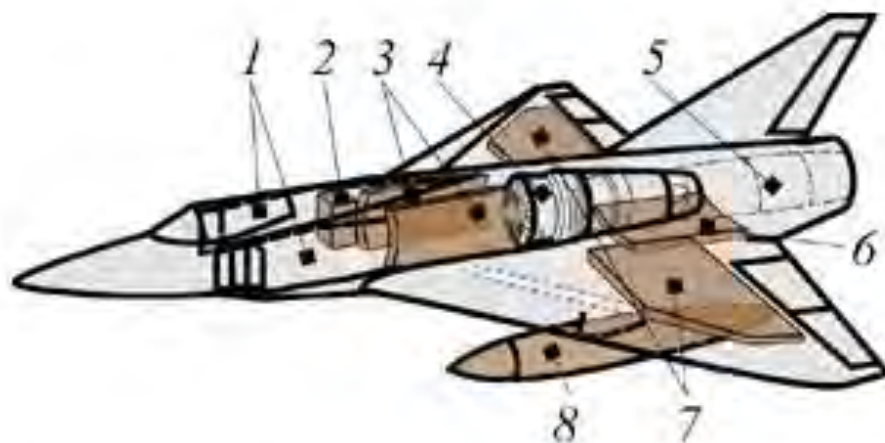


Рис. 2.4. Схема компонування паливних баків на літаку-винищувачі

Схема компонування паливних баків на літаку-винищувачі предствалена на рис. 1.1. Через малі обсяги конструкції крил, основна маса палива розміщена в фюзеляжних м'яких (з внутрішнім гумовим і зовнішнім, що створює каркас бака, гумовотканінним кулею) баках 3, розташуваними збоку від повітряних каналів 1 під обшивкою фюзеляжу. Жорсткий паливний бак 6, зварений з тонких листів алюмінієво-марганцевого сплаву, закріплений на конструкції в хвостовій частині фюзеляжу під двигуном 4 і його вихлопною трубою 5.

Крильові баки-відсіки 7 і всі фюзеляжні баки з'єднані трубопроводами з витратним баком-відсіком 2, з якого паливо подається до двигуна. У баку 2 розміщений відсік негативних перевантажень, конструкція і паливна апаратура якого, дозволяють подавати паливо до двигуна при будь-яких маневрах літака, в тому числі і при перевернутому польоті.

Герметичність баків-відсіків забезпечується щільною постановкою заклепок в клепаних швах і тепло-, морозо- і керосіностойкімі герметиками (полімерними композиціями, що забезпечують непроникність швів) в місцях з'єднання окремих елементів конструкції.

Для збільшення дальності польоту під крилом встановлені підвісні паливні баки 8, паливо з яких виробляється на початкових ділянках польоту і які скидаються перед виконанням власне бойової операції, так як вони погіршують маневреність і розгінні характеристики літака. На військових літаках широко застосовується дозаправка паливом в польоті шляхом перекачування палива з баків літака-заправника.

Обраний при компонуванні літака розташування, конфігурація і обсяги паливних баків визначають порядок витрачання палива в польоті і побудова схеми паливної системи літака.

Принципова схема паливної системи пасажирського літака з двома двигунами проілюстрована рис. 1.7.

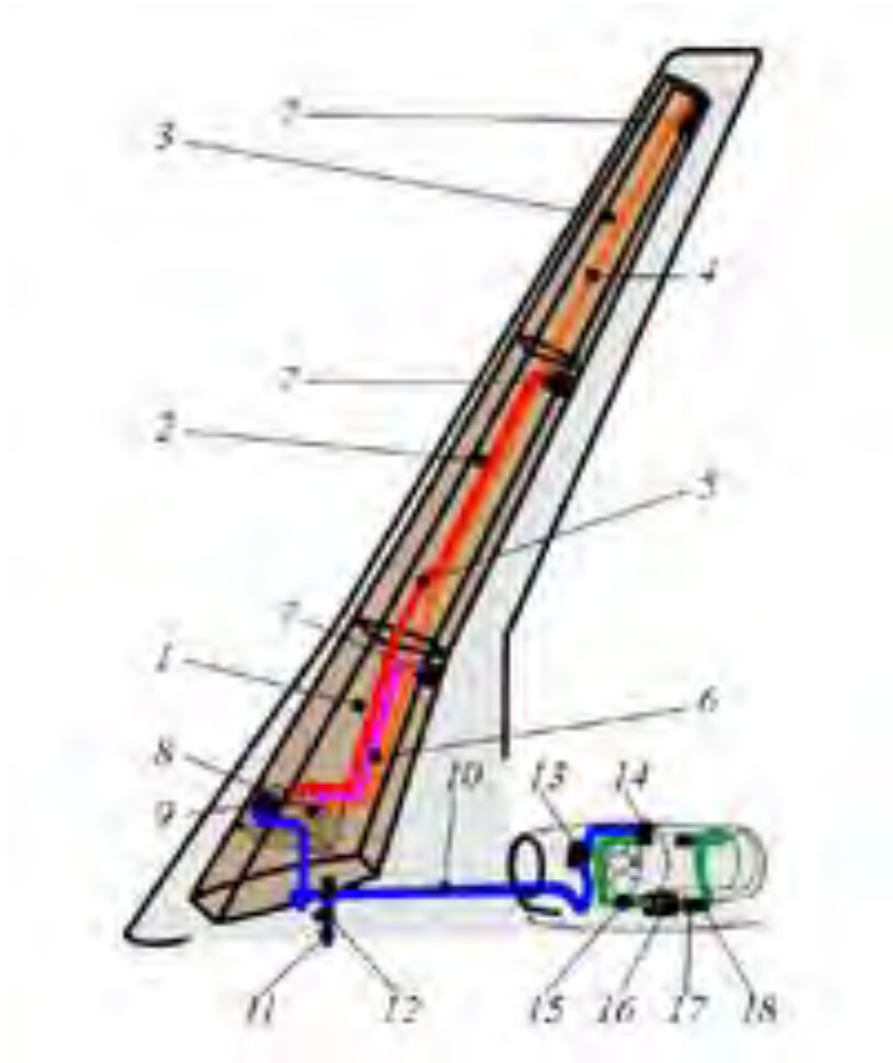


Рис. 2.5. Принципова схема паливної системи пасажирського літака

Паливна система літака являє собою дві автономні, аналогічні за конструкцією системи: праву і ліву, кожна з яких подає паливо до відповідного двигуну.

У кожній половині (консолі) крила передній і задній лонжерони спільно з верхньої та нижньої панелями крила і герметичними нервюрами утворюють три кесон-бака 1, 2 і 3.

Кесон-баки кожної консолі пов'язані трубопроводом 11, в якому встановлений кран кільцювання (кран перехресного живлення) 12, що забезпечує подачу палива з лівої групи баків в праву і навпаки. Трубопроводи паливної системи (газопроводи) виконуються з алюмінієвих і сталевих труб.

Паливо з кесон-баків по трубопроводах 4, 5 і 6 за допомогою спарених (дублюючих один одного) перекачувальних насосів 7 в певному порядку перекачується до розташованого в кесон-баку 1 видаткового відсіку 8, з якого спареними насосами, що підкачують 9 під певним тиском подається по трубопроводу 10 через перекривний (протипожежний) кран 13 до агрегатів паливної системи на двигуні (підкачує насос 14, датчик витратоміра 15, топлівомасляний радіатор 16, паливний фільтр 17, насос-регулятор 18, після якого під високим тиском через колектор подається до форсунок камери згоряння).

На сучасних літаках паливо централізовано під тиском (через одну або кілька заправних горловин) заливається в паливні баки. Паливні фільтри забезпечують звільнення палива від випадкових механічних домішок. Система клапанів і кранів автоматично забезпечує певний порядок заправки баків, вироблення палива з баків-відсіків, щоб центрування літака в процесі вироблення палива не виходило із заданих меж, а також злив палива з баків в польоті перед вимушеною (аварійною) посадкою.

Надійність роботи паливної системи залежить від тиску суміші повітря і парів палива в надпаливному просторі баків.

Розрідження (знижений тиск) може викликати сплюскування баків, кавітацію палива на вході в насоси і в трубопроводах.

Підвищений тиск в надпаливному просторі може викликати залишкові деформації конструкції: здуття вбудованих паливних баків і навіть деформації баків-відсіків крила.

Розрідження в надпаливному просторі може виникнути в процесі вироблення палива або аварійного зливу, підвищений тиск - в процесі централізованої заправки паливом під тиском.

Дренажна (від англ. Drain - осушувати) система забезпечує підтримування необхідної різниці тисків в надпаливному просторі баків і навколишній атмосфері і зменшення концентрації вибухонебезпечних парів гасу шляхом наддуву (і вентиляції) баків повітрям через трубопроводи, що виходять до верхніх точок баків, за рахунок швидкісного напору, повітрям від компресорів двигунів або з бортових балонів, нейтральними газами з бортових балонів або спеціальних систем.

Система наддуву баків нейтральними газами підвищує пожежо- та вибухобезпечність ЛА.

Планер, система управління, шасі і силова установка - саме ці компоненти визначають вигляд літака, забезпечують його якісну визначеність і є тією основою, на якій компонується, як на опорі, інші системи, що забезпечують специфіку виконуваного літаком завдання[5].

Паливна система на літаку призначена для розміщення палива і безперебійної подачі його до двигунів в необхідній кількості і з достатнім тиском на всіх заданих режимах і висотах польоту.

Паливна система сучасного літака включає такі основні елементи:

баки або відсіки літака, в яких розміщується необхідний для польоту запас палива;

крани управління живленням (перемиканням баків); крани екстреного відключення подачі палива до двигунів (протипожежні крани);

крани для зливу відстою палива з різних точок системи; фільтри для очищення палива;

насоси, які подають паливо до двигунів і перекачують паливо з одних баків в інші;

прилади контролю кількості палива, витрати його і тиску; трубопроводи для подачі палива до двигунів, з'єднання баків з атмосферою і повернення відсіченого палива.

На сучасних літаках запаси палива можуть досягати багатьох десятків тон. При польотах на значні відстані паливо розміщують у великій кількості баків, що встановлюються в крилі і рідше в фюзеляжі.

В даний час застосовуються три типи паливних баків: жорсткі, м'які і герметичні баки-відсіки.

Жорсткі баки виконуються з легких алюмінієво-марганцевистих сплавів, які допускають глибоке штампування і вибивання, добре зварюються, мають велику еластичність і стійкістю проти корозії. Для надавання бакам необхідної міцності і жорсткості, їх конструкція має каркас з поздовжніх і поперечних перегородок і профілів. Поперечні перегородки одночасно служать для зменшення ударів, що виникають в результаті переміщення палива всередині бака при польоті з прискоренням. Баки малих розмірів можуть не мати внутрішніх перегородок.

В даний час набули широкого застосування м'які баки. Вони простіше в експлуатації, більш довговічні, мають меншу вагу. Виконуються м'які баки зі спеціальної гуми або капрону. Тонкі гумові баки виклеюють на болванках з тканини і одного або двох шарів гуми з синтетичного полісульфідного (тиоколової) каучуку. У такі баки клеюють резино-металеву арматуру: фланці для датчиків паливоміра, заправні горловини, з'єднувальні патрубки, гнізда замків кріплення та ін.

Кріплення гумових тонкостінних баків здійснюється в контейнерах всередині крила або фюзеляжу.

Бак-відсік є відповідним чином загерметизований внутрішній обсяг частини крила. Герметизація бака-відсіку здійснюється синтетичними плівками. Заклепувальний шов виконується герметичним, для чого заклепки попередньо покриваються герметиком. Остаточна герметизація забезпечується багаторазовим покриттям всієї внутрішньої поверхні рідким герметиком, Вулканізуючий при кімнатній температурі.

Кришки експлуатаційних люків баків-відсіків кріпляться на болтах з гумовими кільцями ущільнювачів і герметичними (глухими) гайками.

Крани, встановлені в системі живлення паливом, дозволяють управляти подачею його до двигунів від відповідних баків (або груп баків), а також відключати подачу палива до двигуна, який вийшов з ладу. Відповідно до призначення всі крани діляться на запірні (перекривного) і розподільні. За способом управління крани бувають безпосереднього і дистанційного керування. За конструкцією вони можуть бути пробкові, золотникові, клапанні та ін.

Дистанційне керування кранами здійснюється за допомогою електромеханізмів закриття крана або стисненим повітрям.

Необхідність очищення палива, що подається в двигуни, від сторонніх домішок викликається наявністю в карбюраторах, агрегатах безпосереднього вприскування, насосах розміром зазорів від десятих до тисячних часток міліметра, які необхідно захищати від потрапляння в них твердих частинок. Хоча паливо, що заправляється в баки, фільтрується, і баки захищаються від потрапляння в них механічних домішок, в процесі експлуатації можливе утворення продуктів корозії трубопроводів і агрегатів паливної системи, потрапляння шматочків гумових прокладок і т. Д. Наявність незначних кількостей води в паливі різко підвищує його

корозійні властивості і, крім того, може призвести до засмічення трубопроводів в разі появи льоду при низьких температурах. Особливо небезпечним є випадання вологи і утворення льоду в трубопроводах паливних систем сучасних висотних літаків, що можуть за короткий час набрати велику висоту, в результаті чого утворення конденсату різко прискорюється.

У паливних системах літальних апаратів застосовуються сітчасті металеві, шовкові, щілинні, металокерамічні, паперові та механічні пристрої, що фільтрують.

Насоси паливної системи служать для подачі палива до двигунів у польоті на всіх висотах, при будь-яких еволюціях і з усіх баків або груп баків.

Насоси за призначенням поділяються на підкачувальні і ті що перекачують, а за типом приводу - з приводом від авіадвигуна і з автономним приводом, як правило, від електродвигуна. З великої різноманітності різних конструкцій і типів насосів найбільшого поширення набули коловоротні або відцентрові насоси низького тиску, поршневі і шестерні - високого тиску.

На сучасних літаках зазвичай встановлюються два насоси підкачки, один з яких з електричним приводом розміщується в паливному витратному баку або на початку трубопроводу подачі палива, а інший з приводом від авіадвигуна - в кінці трубопроводу перед насосом подачі (високого тиску). Така установка насосів забезпечує надійне живлення двигунів паливом.

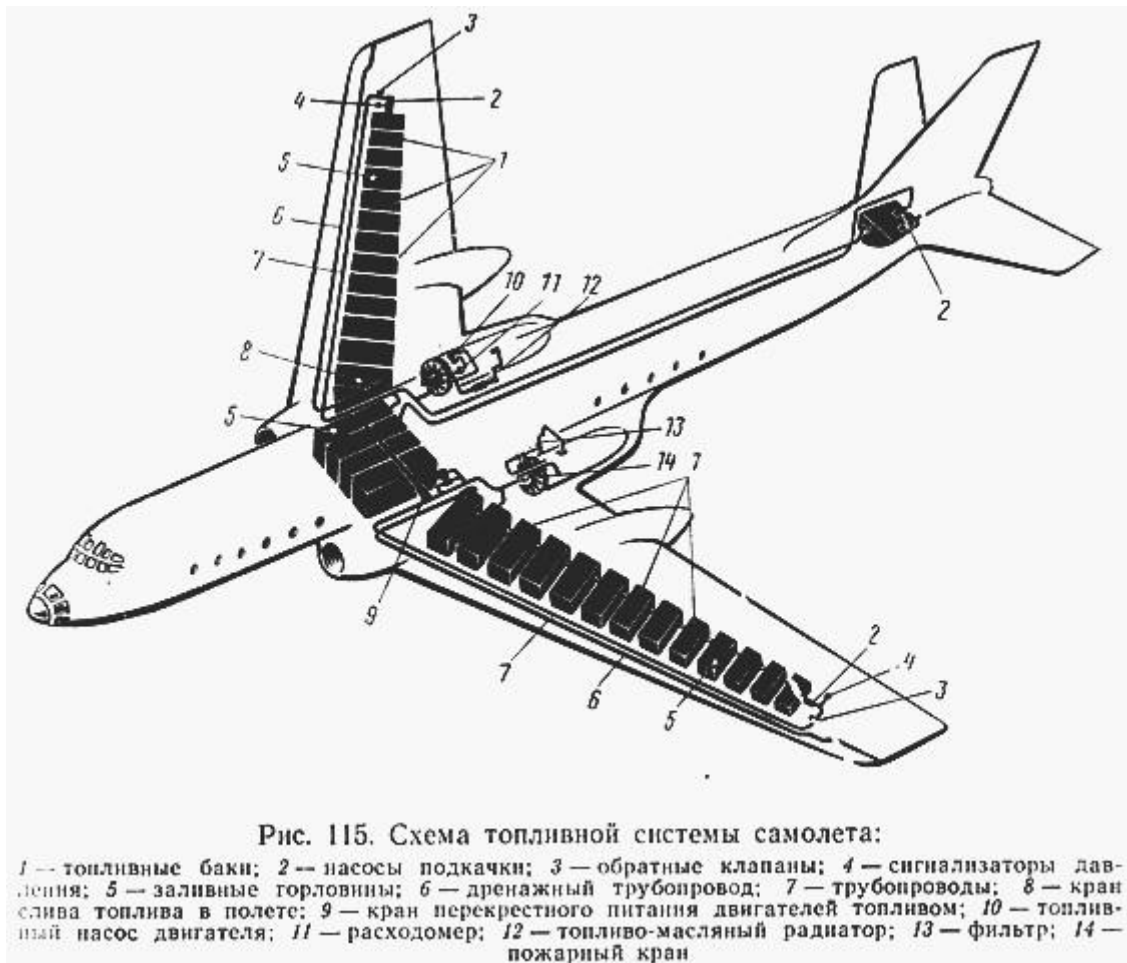


Рис. 2.7— Схема паливної системи двигуна

Насоси перекачування призначені для перекачування палива з тих баків, з яких воно повинно вироблятися в першу чергу, в баки витратні, тобто баки, з яких паливо направляється безпосередньо до двигунів. Вироблення палива з різних баків або їх груп диктується необхідністю зберегти строго певне центрування літака протягом усього польоту і забезпечити необхідне розвантаження крила.

Трубопроводи паливної системи, що забезпечують подачу палива до двигунів, сполучення баків з атмосферою, заправку паливом під тиском, виконуються найчастіше з алюмінієвого сплаву і шлангів з сполучної

арматурою. Найбільш поширеними сполуками трубопроводів є: дюрітових (гнучке) на стяжних хомутах і ніпельні (жорстке).

Останнім часом широко застосовуються гнучкі металеві рукави, які добре чинять опір вібраційним навантаженням, зручні при монтажі, відносно легкі.

Вироблення палива з баків здійснюється за допомогою літакових підкачувальних насосів, тиск на виході з яких має бути більше мінімально допустимого (зазвичай близько $0,3 \text{ кг / см}^2$). За насосом підкачки зазвичай встановлюється зворотний клапан, який не допускає зворотного руху палива.

Пожежний кран перекриває магістраль подачі палива при непрацюючому двигуні і в польоті при аварійних випадках.

На деяких літаках гідравлічні опори в магістралі від бака до насоса двигуна досягають великої величини. Це викликало необхідність включення в паливну магістраль додаткового рухового насоса, що підкачує, який забезпечує потрібний тиск у основного насоса двигуна.

Якщо передбачається охолодження мастила системи змащення двигуна паливом, то в паливній системі встановлюється топливомасляний радіатор.

В міру вироблення палива з баку, тиск в останньому буде зменшуватися, що може призвести до зминання баку. Для запобігання цьому, паливні баки з'єднуються з атмосферою через дренажні трубопроводи.

На літаках, що літають на висотах, які перевищують 15- 20 тис. м., створюється загроза викиду значної кількості палива через дренаж. Для усунення цього в баках повинно бути створено надлишковий тиск. Цей тиск

створюється інертними газами - азотом, вуглекислотою та іншими, які одночасно є засобом боротьби з пожежею.

Характерною особливістю паливних систем сучасних літаків є велика ємність їх баків. Заправити велику кількість палива через верхні звичайні горловини баків складна, трудомістка справа, тому на переважній більшості сучасних літаків є системи заправки паливом знизу під тиском. Ці системи дозволяють здійснити заправку за дуже короткий час.

Система заправки паливом кожного літака складається з заправних горловин (однієї або двох), щитка управління заправкою, трубопроводів підведення палива, які заправляють баки або групи баків, заправних кранів з електричним дистанційним управлінням, поплавкових запобіжних клапанів, що виключають переповнення баків при відмові заправних кранів.

Для збільшення дальності польоту військових літаків, деякі їх типи можуть заправлятися паливом в повітрі зі спеціально обладнаного літака-заправника.

Вимушена посадка сучасного транспортного літака відразу після зльоту, тобто при максимальній польотній вазі, в ряді випадків через обмежену міцність шасі неприпустима. Полегшення посадкової ваги в цих аварійних випадках може бути досягнуто зливом палива.

Система аварійного зливу палива в польоті повинна відповідати таким вимогам: злив певної кількості палива (досить полегшує літак) повинен бути проведений за обмежений час близько 10-15 хв. При цьому центрування літака повинно змінюватися незначно. Злите пальне не повинно потрапляти в зону гарячих газів.

Система аварійного зливу палива складається з кранів, трубопроводів і кранів управління зливом.

Паливна система літака

2.2 Загальні відомості

Паливна система призначена для розміщення палива на літаку і його подачі до двигунів та допоміжної силової установки у всіх можливих умовах експлуатації літака.

Призначення паливної системи - забезпечити подачу палива до двигунів на всіх можливих для даного літака режимах польоту (по висоті, швидкості і перевантажень) в потрібній кількості і з необхідним тиском. Крім того, за допомогою перекачування палива (вперед - назад) можна змінювати центрування літака.

Паливна система BOEING 767 включає в себе; три паливні баки, два розширювальних бака, систему вентиляції, систему живлення паливом двигунів і ВСУ, систему заправки і зливу, систему аварійного скидання палива, і систему індикації кількості палива.

Паливні баки.

Паливні баки розташовані між 3 і 31 нервюрами, обох крил. Баки кесонної конструкції. Сухі порожнини розташовані в передній частині крила над пілоном, для запобігання витоку палива. Нервюри 5 і 18 запечатані, і мають клапана в нижній частині перегородки. Ці перегородки необхідні для рівномірного розподілу палива в паливних баках і запобігання скупченню парів.

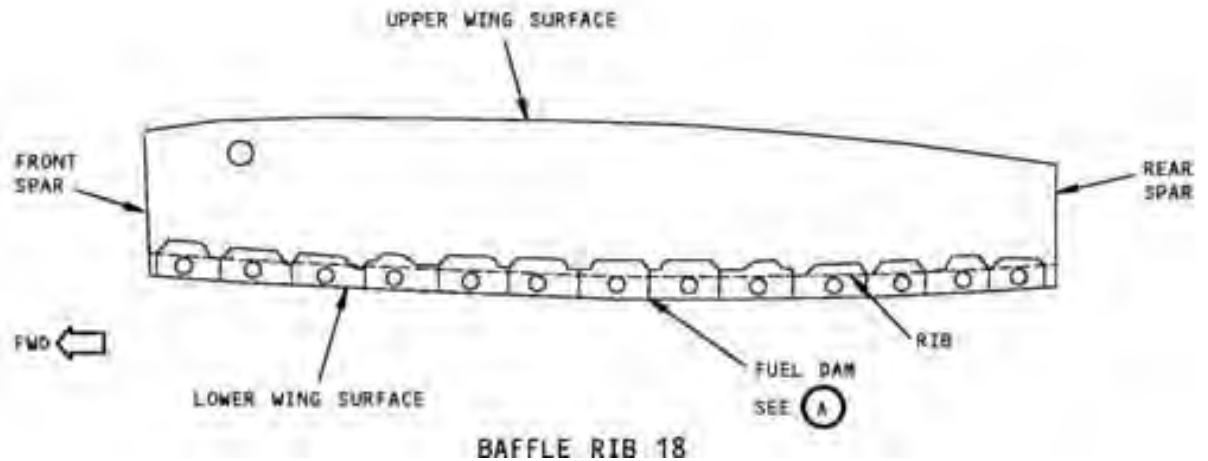


Рис. 2.8 - Нервюра 18.

Основні баки можуть обігріватися за допомогою обігріву предкрилків. Паливні баки мають 59 овальних отворів для доступу, розташовані в нижній частині крила. У нижній частині баків є дренажні клапани, для зливу відстою.

Загальний вигляд паливної системи

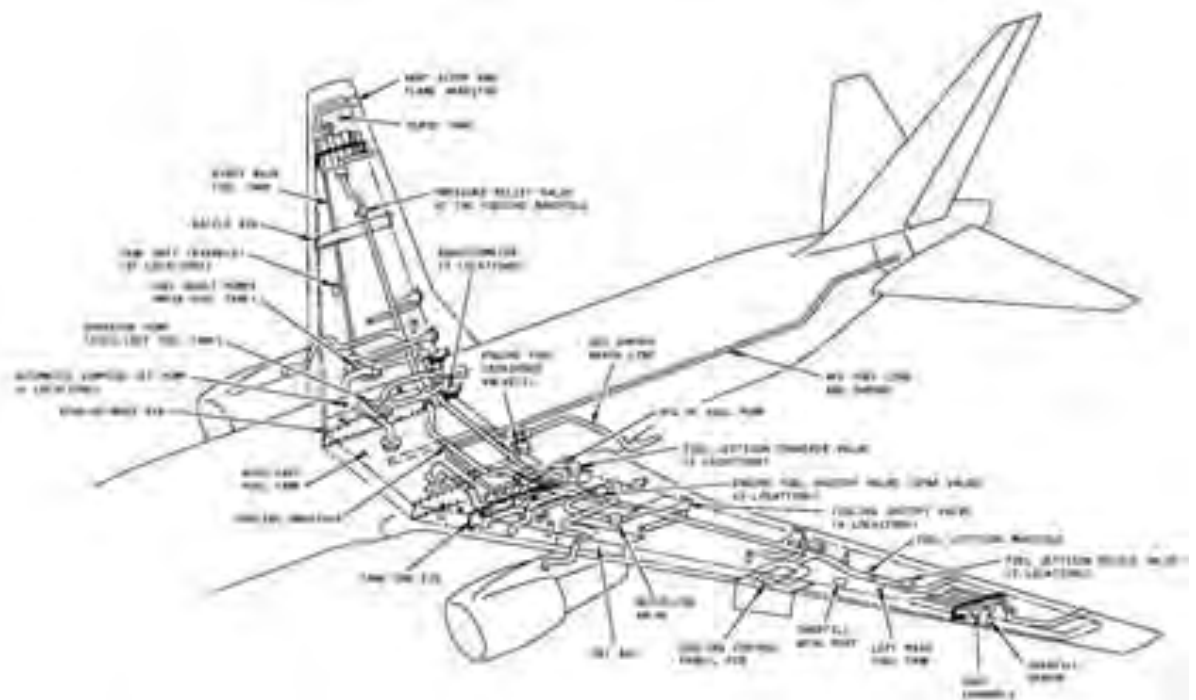


Рис. 2.9 - Загальний вигляд паливної системи

Центральний бак розташований в центроплані, між нервюрами . Центральний бак розділений на три частини ліву, праву, і центральну. Як і в крилових баках, центральний бак теж має сухий відсік, розташований в передній частині бака. Три секції з'єднані між собою патрубками, для перетікання рідини, і парів. Центральний бак має два підкачуючих насоси, встановлених в лівій і правій секції. Клапани для зливу відстою встановлені в нижній частині кожного бака.

2.3 Система живлення двигунів

Система живлення забезпечує підведення палива під тиском до двигунів та допоміжної силової установки. Система живлення ділиться на дві підсистеми. Підсистеми працюють незалежно одна від одної. Мають клапани за кільцювання, для рівномірного вироблення палива з баків і перекачування. Зазвичай кожен двигун живиться від свого бака. Якщо клапан за кільцювання відкритий, то кожен двигун буде житись з будь-якого паливного баку. Запірний клапан контролює надходження палива до двигуна.

Система живлення двигунів

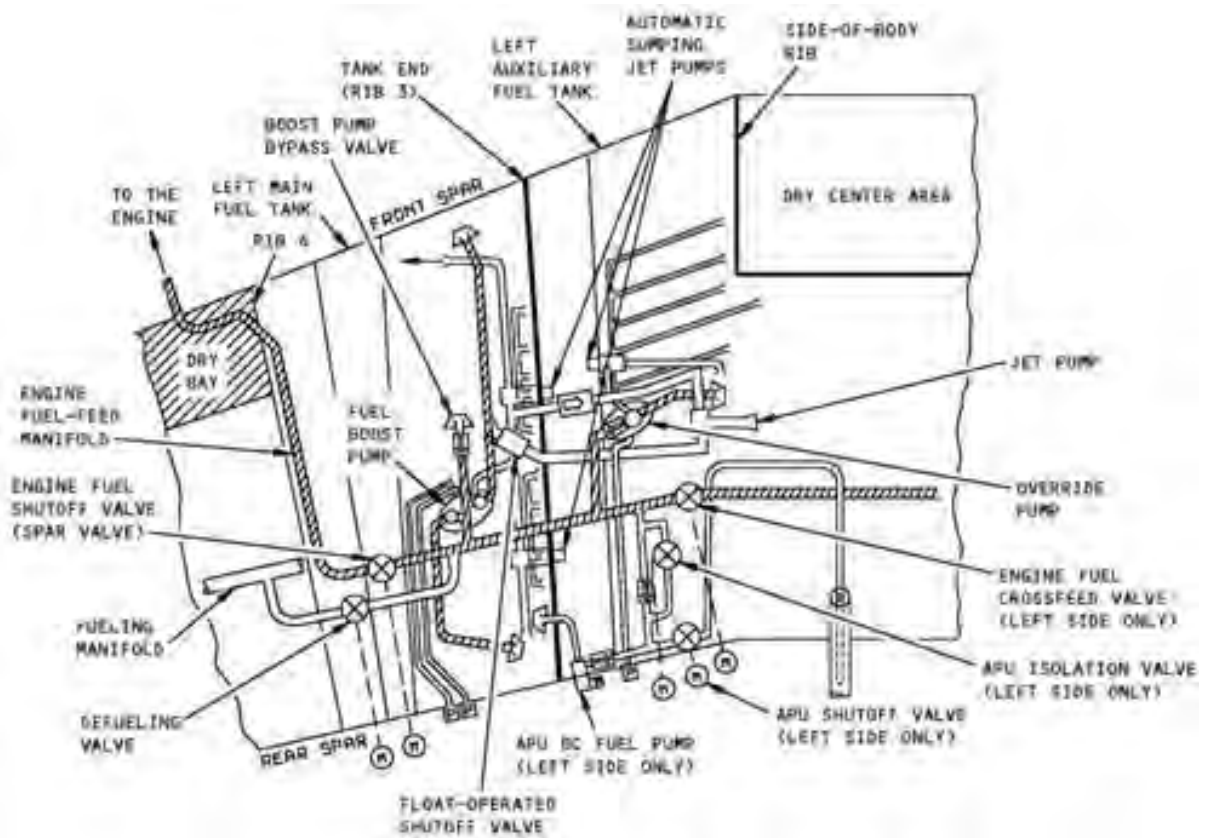


Рис.2.10 - Система живлення двигунів

Тиск в паливній системі забезпечується двома підкачувальними електричними насосами 115В. 400Гц. 3 фази встановленими в одному корпусі. Розташовані насоси по одному в кожному крильові баку. Два підкачувальні насоси 115В. 400Гц. 3 фази встановлені в центральному баку, лівої і правої секції. Продуктивність насосу 13 600 кілограм на годину, мінімальний тиск 15psi. Підкачувальні насоси центрального баку живлять відповідно ліву і праву підсистеми, і створюють тиск вище ніж тиск підкачувальних насосів крильових баків. Що дозволяють в першу чергу виробити паливо центрального бака.

Автоматичні струменеві насоси, встановлені по два в кожному баку, призначені для збору з нижньої частини баків різні забруднення і воду. Працюють за рахунок розрідження, створюваного насосом, що підкачує.

Система харчування Допоміжної силової установки.

У лівій частині центрального баку розташовані компоненти системи живлення допоміжної силової установки. За винятком кожуха патрубку і приймача.

До компонентів відносяться:

- Насос, що підкачує постійного струму 28В.
- Запірний клапан,
- трубопровід,
- Ізоляційний клапан,
- Кожух трубопроводу.

Насос, що підкачує складається з корпусу, приймача, електродвигуна, датчика тиску, клапана тиску, температурного клапана, розрядного клапана, зворотнього клапана,

Зворотний клапан запобігає надходженню палива в зворотному напрямку. Клапан тиску регулює тиск насосу. Паливо, проходячи через насос, охолоджує його і змащує рухомі деталі. Електродвигун розташований із зовнішнього боку баку. Двигун обертається з частотою 6600 обертів на хвилину, і створює тиск 18 psi. Продуктивність 3.1 галона на хвилину. Температурний запобіжник запобігає перегріванню електродвигуна. Запобіжник відключає насос при перевищенні температури більш $350^{\circ}\text{F} \pm 14^{\circ}\text{F}$ ($177^{\circ}\text{C} \pm 8^{\circ}\text{C}$). Ізоляційний клапан працює від постійного струму 28В. Встановлено в центральній лінії подачі палива. Запобігає руйнуванню елементів паливної системи допоміжної установки.

Пункт з стандарту України з проектування паливної системи

2.7.11. Паливна система

(і) Паливна система ПС повинна забезпечувати тиск палива, а також його потік до двигуна (двигунів) відповідно до CS 25.951 та CS 25.955 при

будь-яких станах відмови енергопостачання паливних насосів, що не показані як "практично неймовірні";

(ii) Паливо, необхідне для завершення польоту ETOPS чи під час відхилення, повинно постачатися у працюючий двигун (двигуни) за будь-яких відмов, які відрізняються від функції підкачування, які не були показані як "практично неймовірні" (наприклад, відмови клапана кільцювання, відмови автоматичної системи управління паливом).

3. ПОСТАНОВА ЗАДАЧІ

3.1 Постанова задачі

Метою данної роботи була розробка алгоритму за допомогою якого повинен здійснюватися вибір матеріалу для тонкостінної конструкції з заданою геометрією.

Для цього потрібно провести гідродинамічний та статичний розрахунки. Ці розрахунки повинні виконуватися за допомогою програмного комплексу ANSYS з підключеним модулем CFX та статичного аналізу.

Таким чином для реалізації мети роботи необхідно:

1. Розробити програмний код що буде включати в себе:
 - Задання геометрії
 - Задання граничних умов
 - Створення СЕ моделі у вигляді сітки
 - Задання навантажень для СЕ моделі
 - Розрахунок гідродинамічного аналізу
 - Розрахунок статичного аналізу
2. Виконання розрахунків з заданими матеріалами.
3. Порівняти отримані результати для різних матеріалів.

3.2 Методика дослідження

Загальний вид рішення поставленої задачі в Ansys Workbench представлено на рис. 2.1.

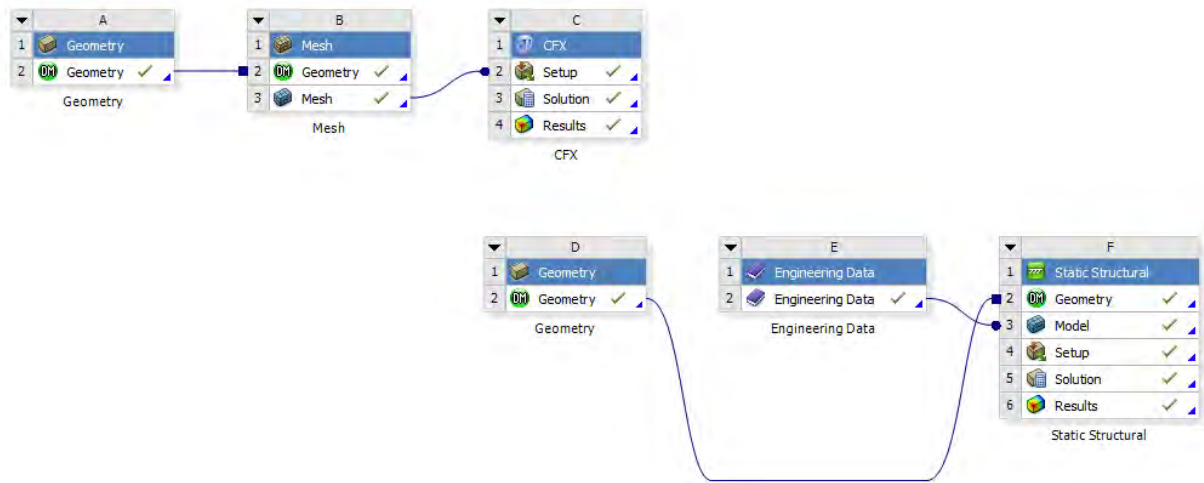


Рисунок 3.1 – Загальний вид дерева розрахунку поставленої задачі

3.3 Побудова моделі

Побудова моделі полягає в тому що:

- 1) Виконується побудова траєкторії протягування труби, кут з радіусом скруглення 50 мм, довжиною 300х300 мм.
- 2) Задання фігури яка буде протягуватись по траєкторії, тут коло діаметром 80 мм (рис 2.2).
- 3) Протягування кола вдовж побудованої траєкторії (рис 2.3).

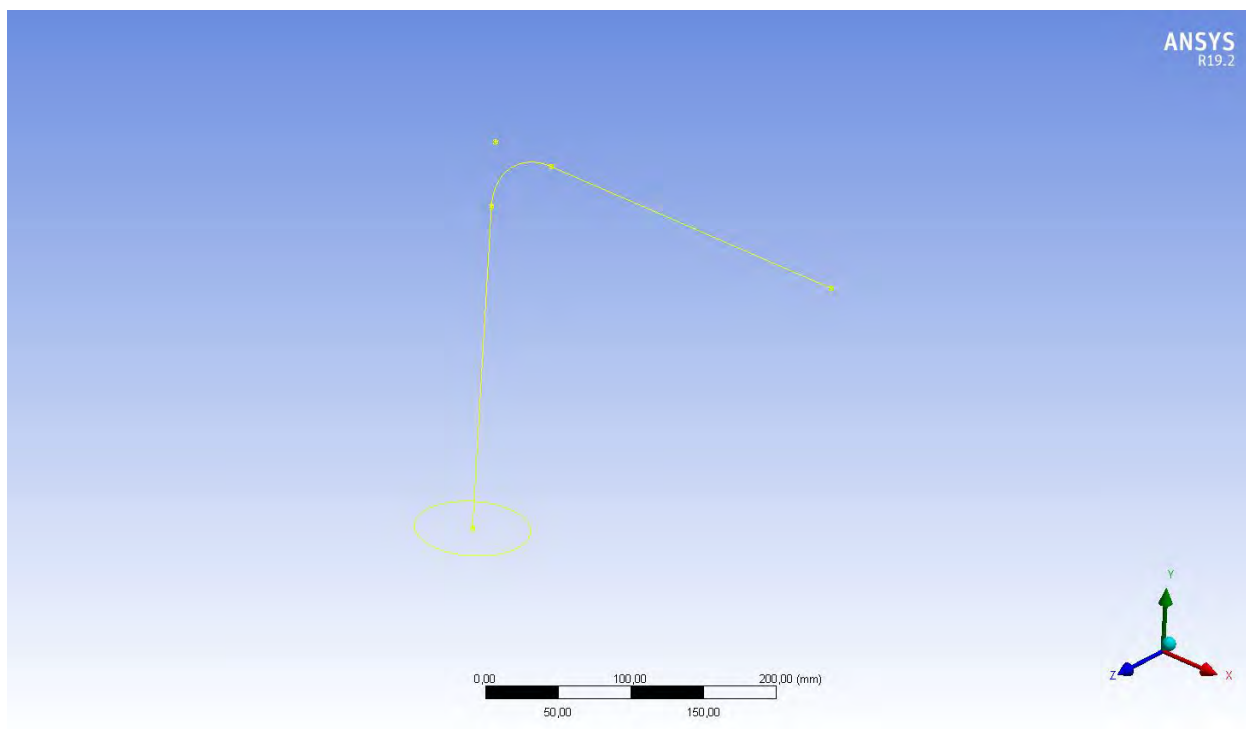


Рисунок 3.2 – Ескіз трубопроводу

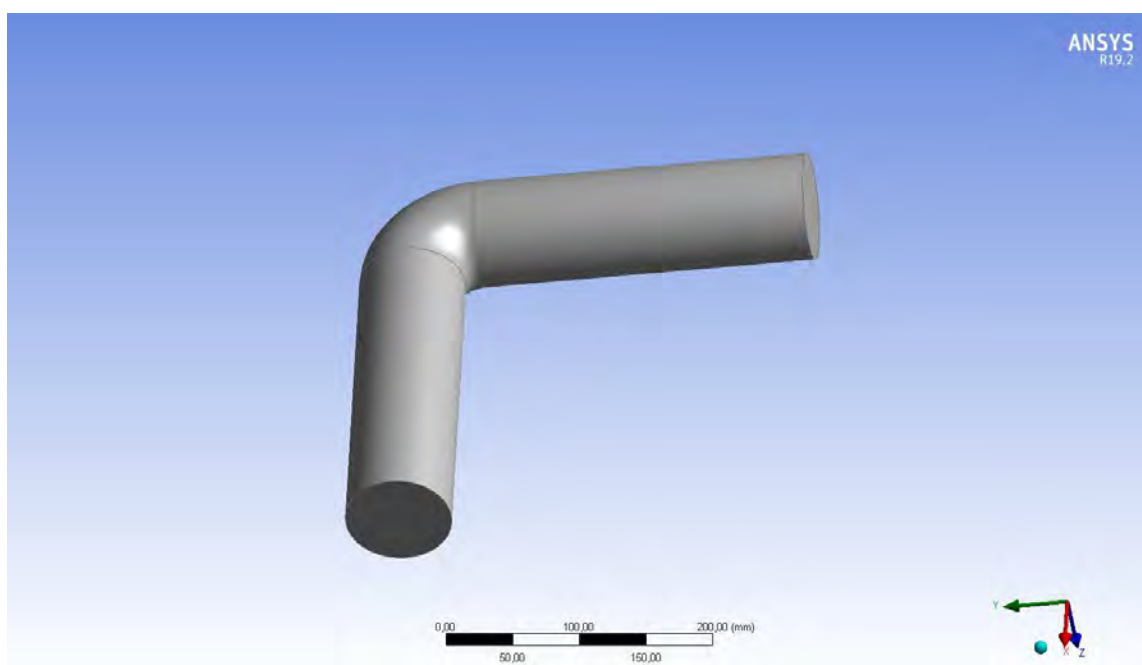


Рисунок 3.3 – Геометрія трубопроводу

3.4 Побудова СЕ моделі

Автоматична побудова СЕ моделі за допомогою методу MultiZone, яка представляє з себе гекса кутник та підбору задовільного розміру сітки для необхідної оцінки результатів.

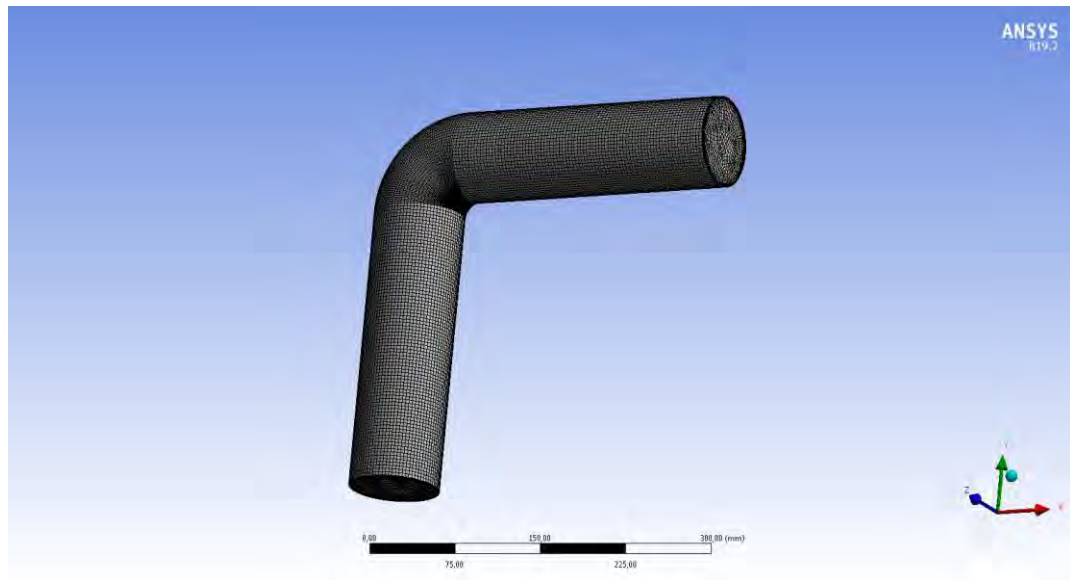


Рисунок 3.4 – СЕ модель трубопроводу

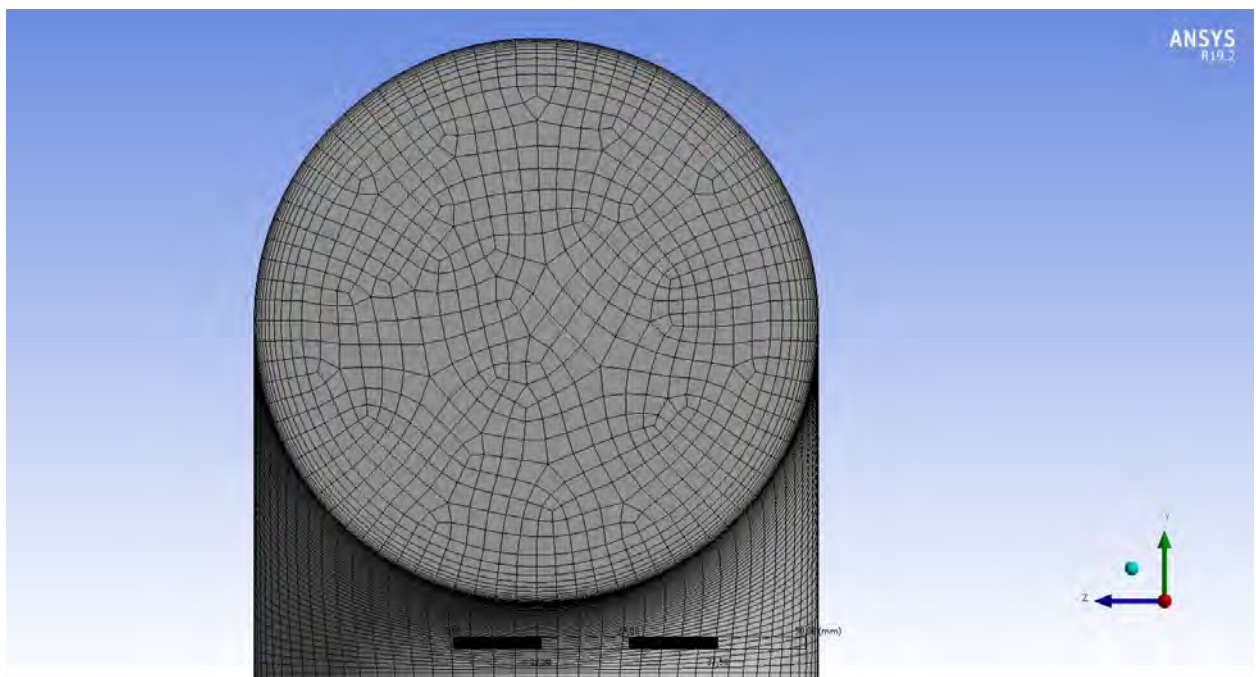


Рисунок 3.5 – Розподіл сітки у радіальному напрямку

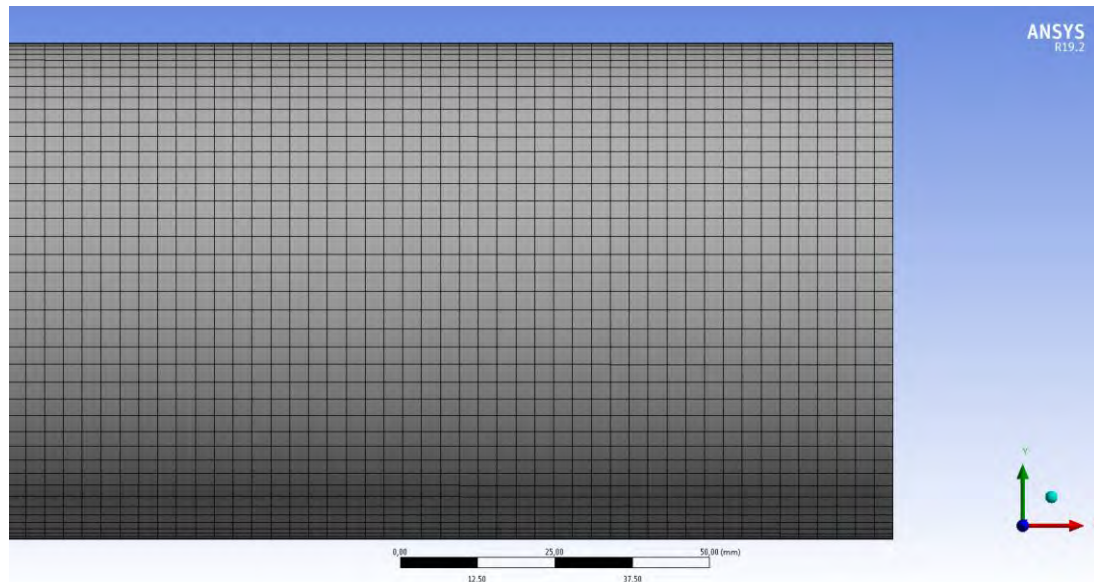


Рисунок 3.6 – Розподіл сітки у кільцевому напрямку

3.4 Граничні умови та прикладення сил

Накладення граничних умов до створеної сітки за допомогою модуля CFX для розрахунку гідродинаміки та фізики рідини.

- 1) Обмеження границь для рідини на заданній сітці (рис 2.7)
- 2) Задання «входу» рідини у трубу на заданній сітці з одного боку (рис 2.8).
- 3) Задання «виходу» рідини з труби на заданній сітці з іншого боку (рис 2.9).

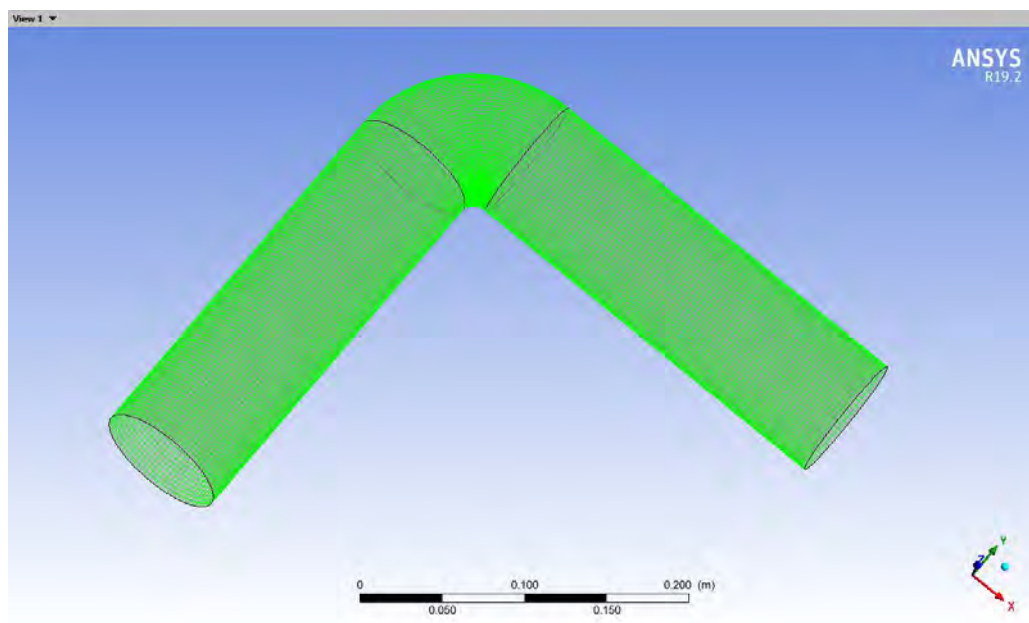


Рисунок 3.7 – Обмеження рідини SE моделлю без урахунку вхідних та вихідних поверхонь

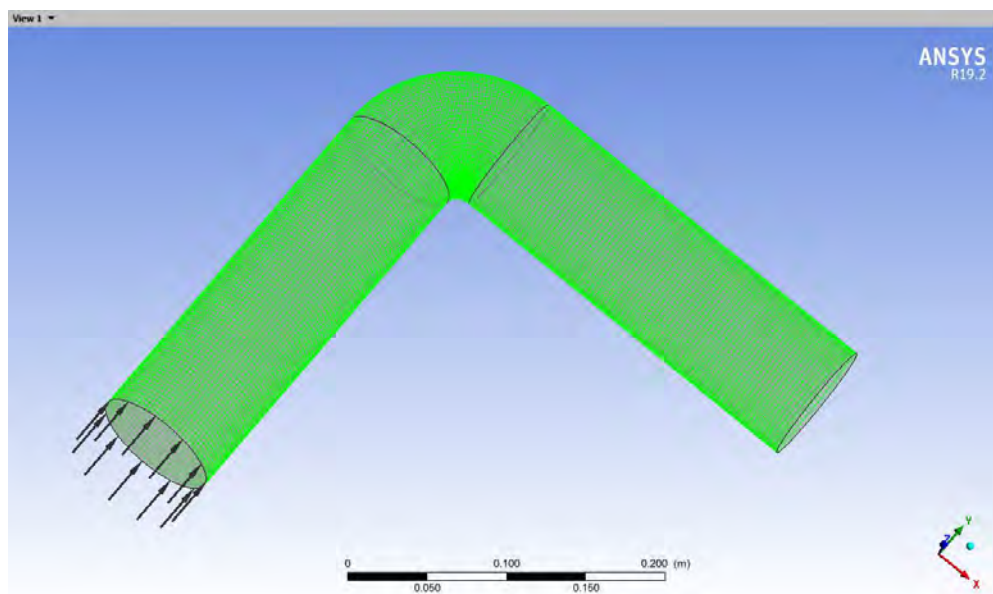


Рисунок 3.8 – Вхідна поверхня рідини

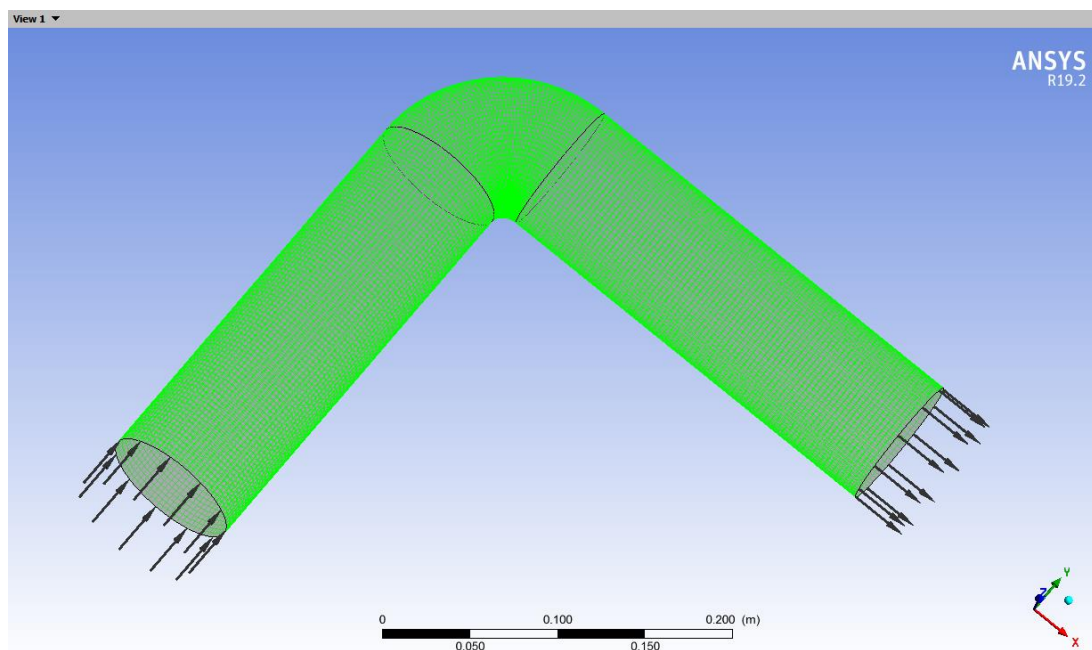


Рисунок 3.9 – Вихідна поверхня рідини

4. ПОСТАНОВА ЗАДАЧІ

4.1 Гідродинамічний аналіз

Виконавши гідродинамічний розрахунок, можна його проаналізувати та сказати, що утворилися зони, де швидкість потоку рідини зменшується та збільшується, можливо вивести результати по швидкості потоку та тиску у трубі.

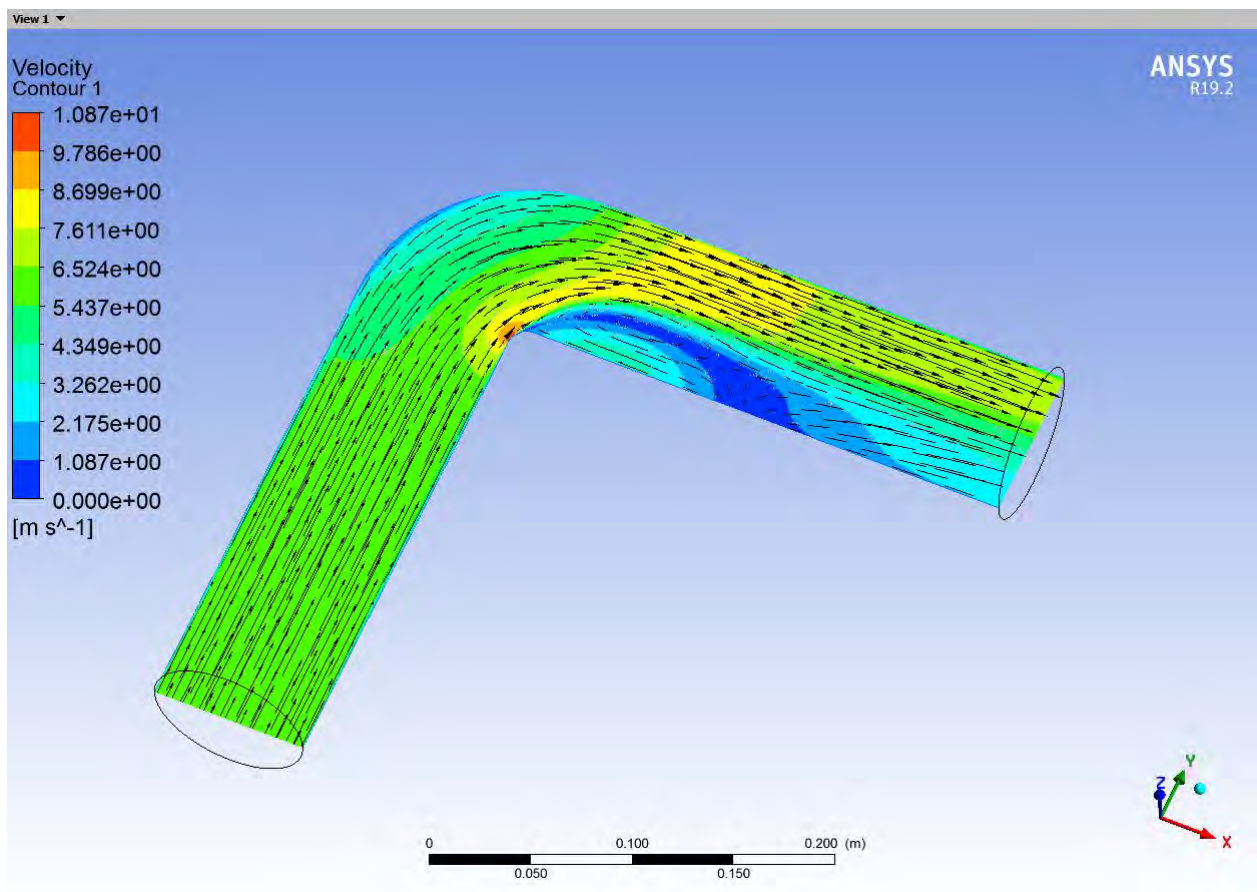


Рисунок 3.10 – Розподіл швидкості рідини у трубі

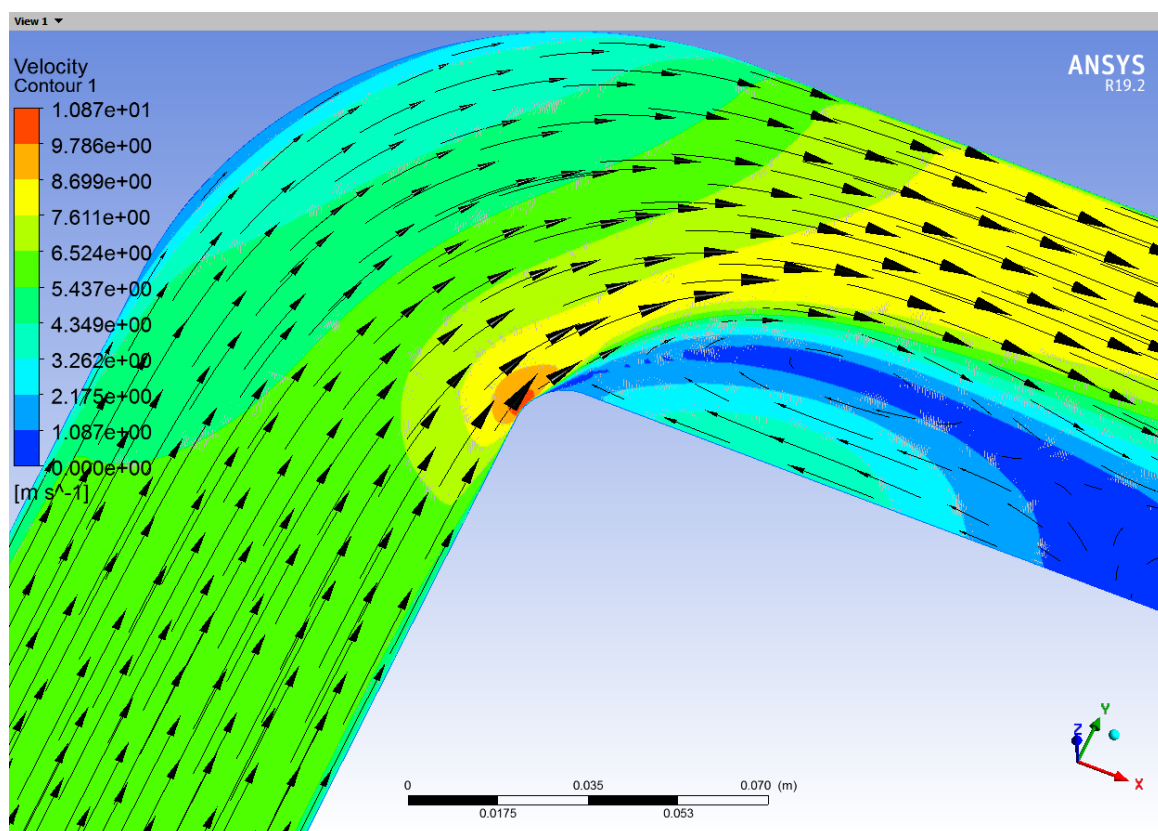


Рисунок 3.11 - Напрямок потоку після повороту

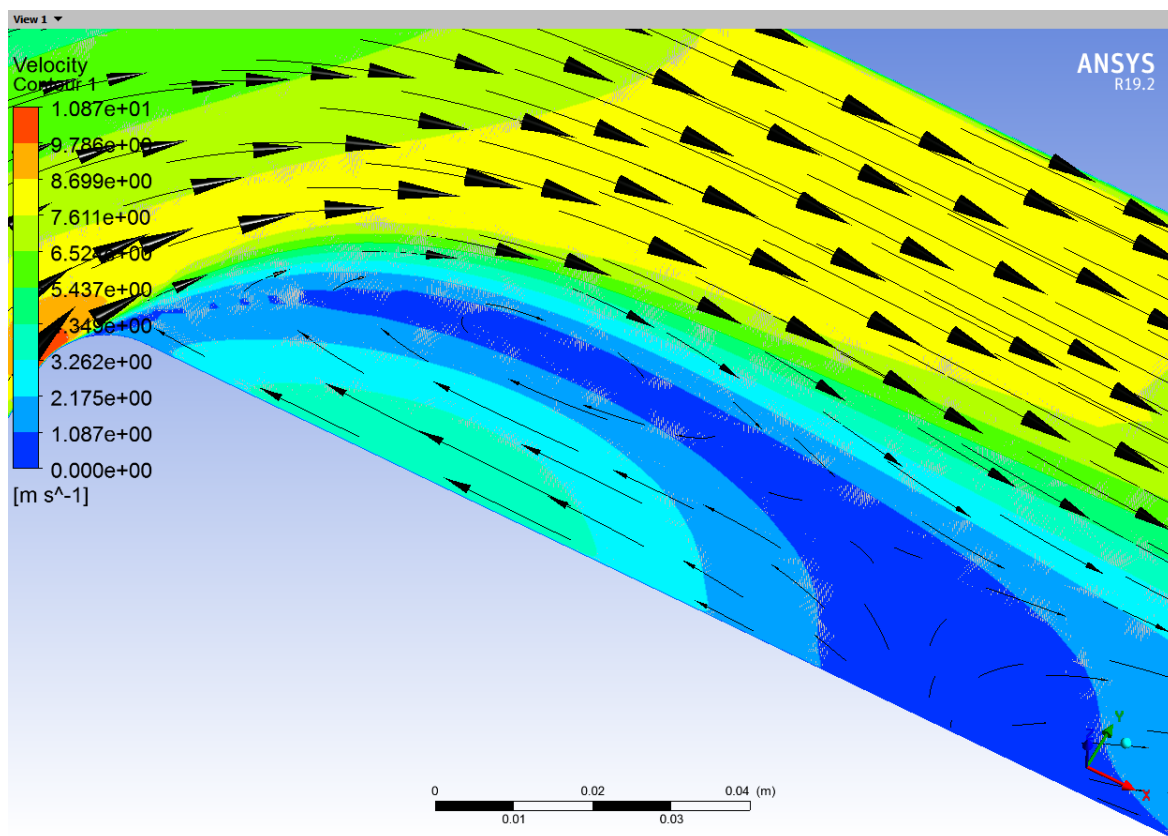


Рисунок 312 - Напрямок потоку після повороту, збільшений масштаб.

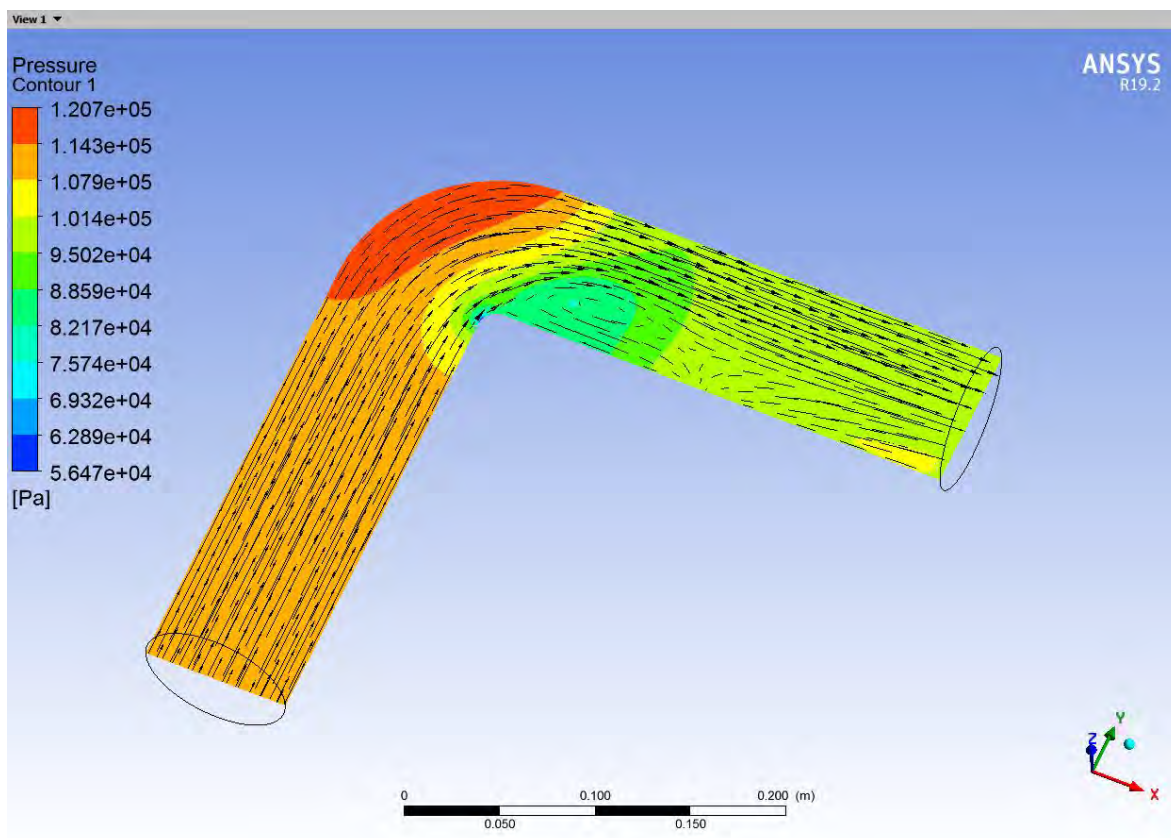


Рисунок 3.13 – Розподіл тиску рідини у трубі

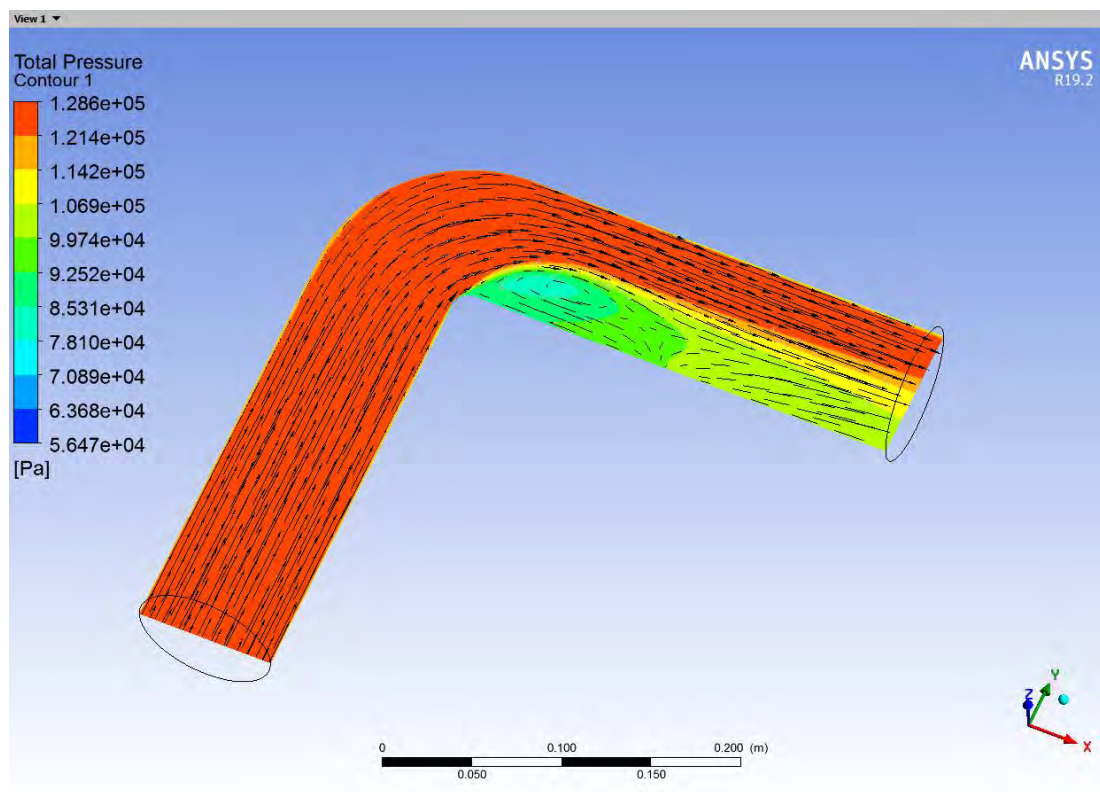


Рисунок 3.14 – Розподіл загального тиску рідини у трубі

Для більш точного розподілу тиску збільшимо зображення

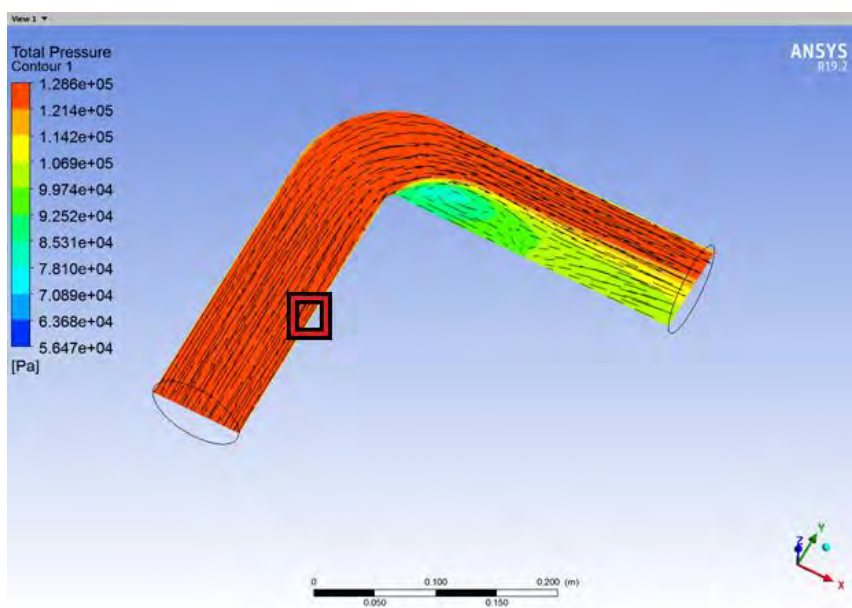


Рисунок 3.15 – Виділення краю поверхні труби

З більшого зображення можна зробити висновок про те що тиск всередині труби максимальний та зменшується підходячи до краю оболонки.

Значення всередині 0,1286 МПа, на краю – 0,111 МПа.

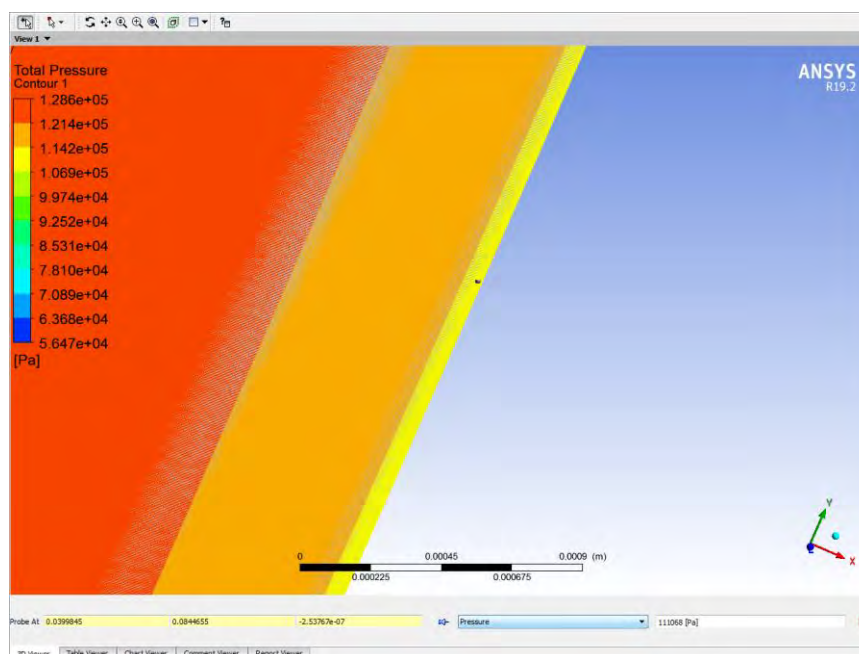


Рисунок 3.16 – Тиск на краю трубопроводу

4.2 Аналітичний спосіб

Розрахунок труби, навантаженої рівномірним вдовж осьової лінії тиском Р
(рис 4.23)

$$p = 1.286 \times 10^5 \text{ Па} = 128,600 \text{ Н/м}^2 = 12,860 \text{ кг/м}^2$$

$$t = 2 \text{ мм}$$

$$R = 40 \text{ мм}$$

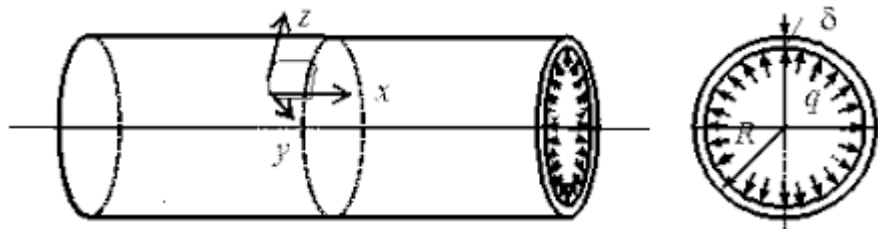


Рисунок 3.17 – Розрахункова схема трубопроводу

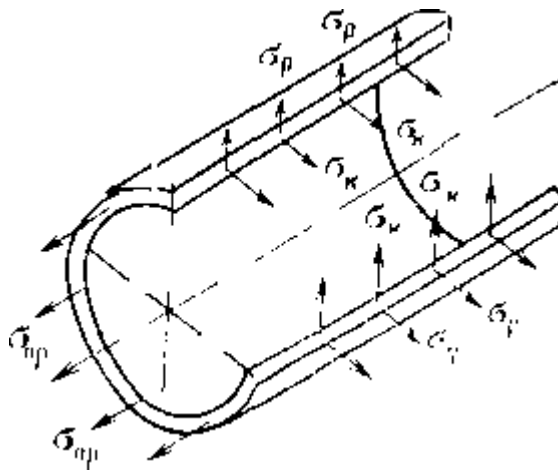


Рисунок 3189 – Схема напрямку напруги

Напруження у радіальному напрямку

$$f_1 = \frac{pR}{t} = \frac{1,286 \cdot 10^5 \cdot 0,04}{0,002} = 2\,572\,000 \text{ Па}$$

де

p – тиск всередині трубопроводу

R – радіус трубопроводу

t – товщина трубопроводу

Напруження в осьовому напрямі:

$$f_2 = \frac{pR}{2t} = \frac{1,286 * 10^5 * 0,04}{2 * 0,002} = 1\,286\,000 \text{ Па}$$

Напруження за Мізесом:

$$\begin{aligned} f_{eq} &= \sqrt{\frac{(f_1 - f_2)^2 + (f_2 - f_3)^2 + (f_3 - f_1)^2 + 6(\tau_{12}^2 + \tau_{23}^2 + \tau_{31}^2)}{2}} = \\ &= \sqrt{\frac{(2\,572\,000 - 1\,286\,000)^2 + (1\,286\,000 - 0)^2 + (0 - 2\,572\,000)^2 + 6(0 + 0 + 0)^2}{2}} = \\ &= 2\,227\,417 \text{ Па} \end{aligned}$$

де

f_{eq} – еквівалентне навантаження за Мізесом

f_1 – найбільше нормальне напруження в радіальному напрямі

f_2 – друге за величиною нормальне напруження в осевому напрямі

f_3 – третє за величиною нормальне напруження в поперечному напрямі

$\tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{31}$ – дотичне напруження

4.3 Статичний аналіз з використанням програмного комплексу ANSYS

Виконавши гідродинамічний аналіз, можна вивести результати по швидкості потоку та тиску у трубі. Було розглянуто ділянку трубопроводу діаметром 80 мм з поворотом поперечного перерізу на 90 градусів. З товщиною 2 мм, під тиском, який було одержано з гідродинамічного аналізу рівним 0.1286 МПа.

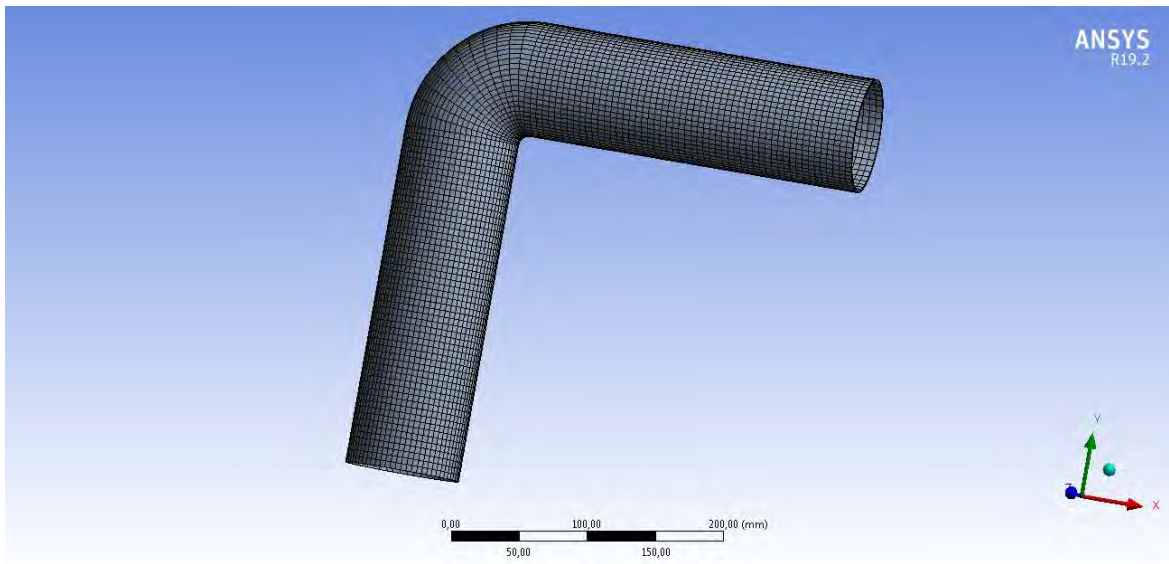


Рисунок 3.19 – SE модель трубопроводу для гідростатичного аналізу

Відображення еквівалентного напруження на поверхні трубопроводу з зображенням деформацій. Далі буде показано лише еквівалентне напруження по Мізесу.

4.4.1 Результати моделювання для алюмінієвого сплаву

Задля задання параметрів матеріалу була використана база даних матеріалів з програмного комплексу ANSYS 19.2.

В якості алюмінієвого сплаву був обраний сплав найбільш відповідний за механічними характеристикам до матеріалу Д16. Характеристики відображенні на зображення нижче.

Properties of Outline Row 5: Aluminum Alloy				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	
2	Material Field Variables	Table		
3	Density	2770	kg m ⁻³	
4	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion			
5	Coefficient of Thermal Expansion	2.3E-05	C ⁻¹	
6	Isotropic Elasticity			
7	Derive from	Young's Modulus and Poisson's...		
8	Young's Modulus	7.1E+10	Pa	
9	Poisson's Ratio	0.33		
10	Bulk Modulus	6.9608E+10	Pa	
11	Shear Modulus	2.6692E+10	Pa	
12	S-N Curve	Tabular		
13	Interpolation	Semi-Log		
14	Scale	1		
15	Offset	0	Pa	
16	Tensile Yield Strength	2.8E+08	Pa	
17	Compressive Yield Strength	2.8E+08	Pa	
18	Tensile Ultimate Strength	3.1E+08	Pa	
19	Compressive Ultimate Strength	0	Pa	
20	Isotropic Thermal Conductivity	Tabular		
21	Scale	1		
22	Offset	0	W m ⁻¹ C ⁻¹	
23	Specific Heat, C _p	875	J kg ⁻¹ C ⁻¹	
24	Isotropic Relative Permeability	1		
25	Isotropic Resistivity	Tabular		
26	Scale	1		
27	Offset	0	ohm m	

Рисунок 3.20 – Характеристики матеріалу Д16

Результати напружень в регулярній зоні та на місцях концентрації напружень, показані на зображеннях нижче.

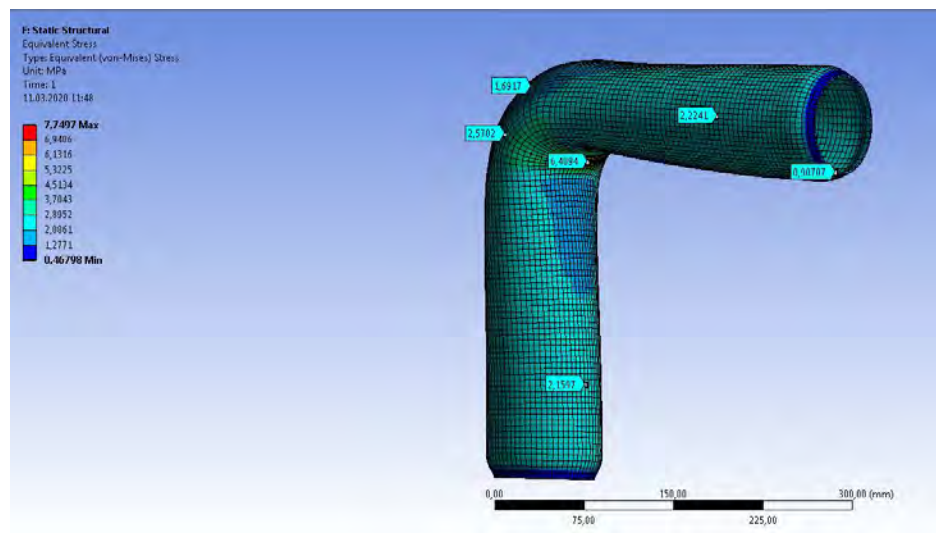


Рисунок 3.21 – Перший вид з напруженнями в моделі

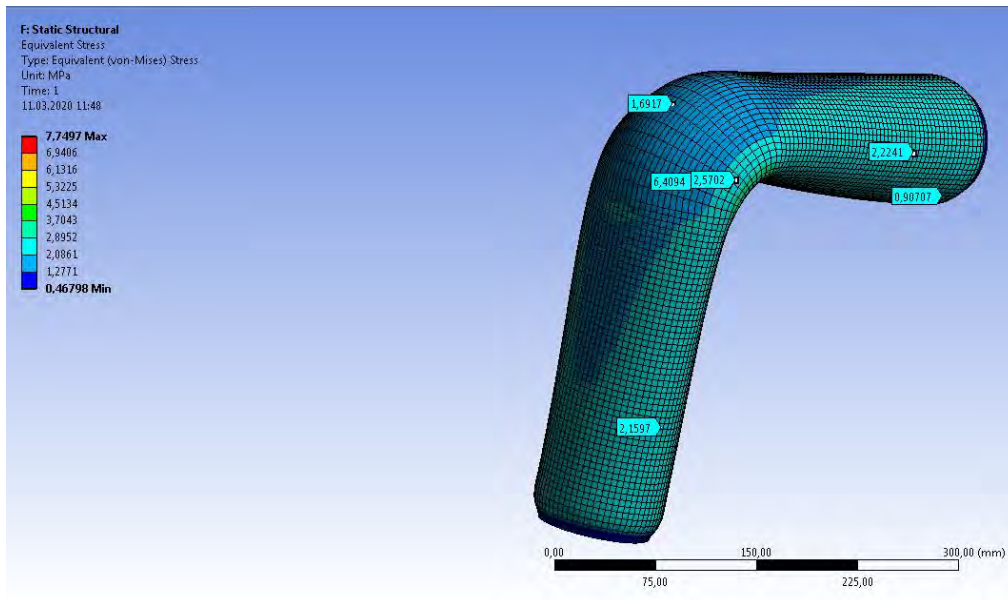


Рисунок 3.22 – Другий вид з напруженнями в моделі

З цих рисунків видно, що напруження у регулярній зоні дорівнює приблизно 2.15 – 2.22 МПа, на зовнішній поверхні закруглення 1.69 МПа, на внутрішній поверхні закруглення 6.4094 МПа. Зі спектру напружень зрозуміло, що біля внутрішньої поверхні закруглення зі зміщенням від кута, напруження спадає. Такий розподіл пов'язаний з тим, що кут є концентратором напружень.

Результати переміщення в регулярній зоні та на концентраторах напружень, показані на рисунках нижче.

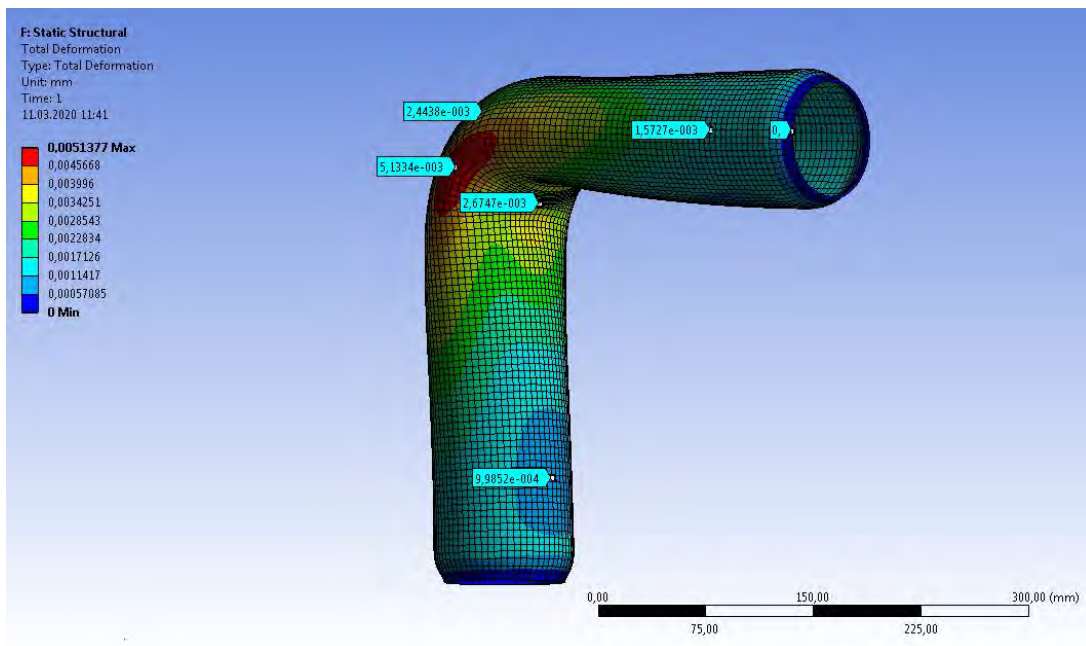


Рисунок 3.23 – Перший вид з переміщеннями в моделі

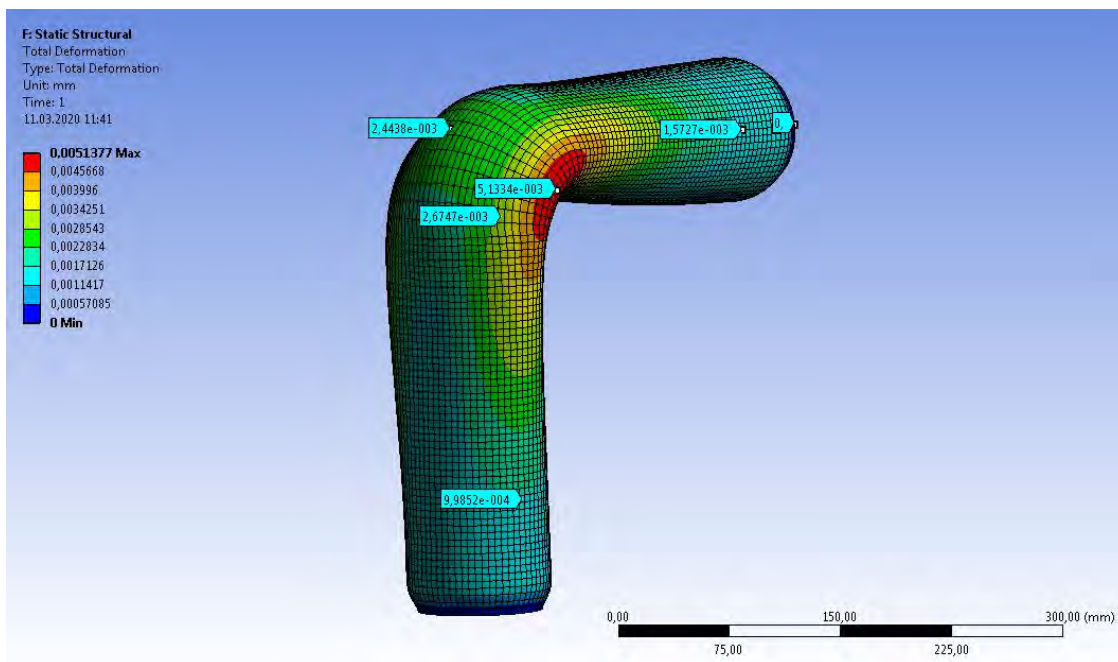


Рисунок 3.24 – Другий вид з переміщеннями в моделі

З цих рисунків видно, що найбільше переміщення виникає з боків трубопроводу та дорівнює 5.13 мкм та зменшується у всіх напрямках. Також можна помітити, що відносно великі переміщення, порівняно до регулярної

зони виникають на ділянках зовнішньої та внутрішньої поверхні згину та дорівнюють 2.44 та 2.67 мкм відповідно.

Результати деформацій в регулярній зоні та на концентраторах напружень показані на рисунках нижче.

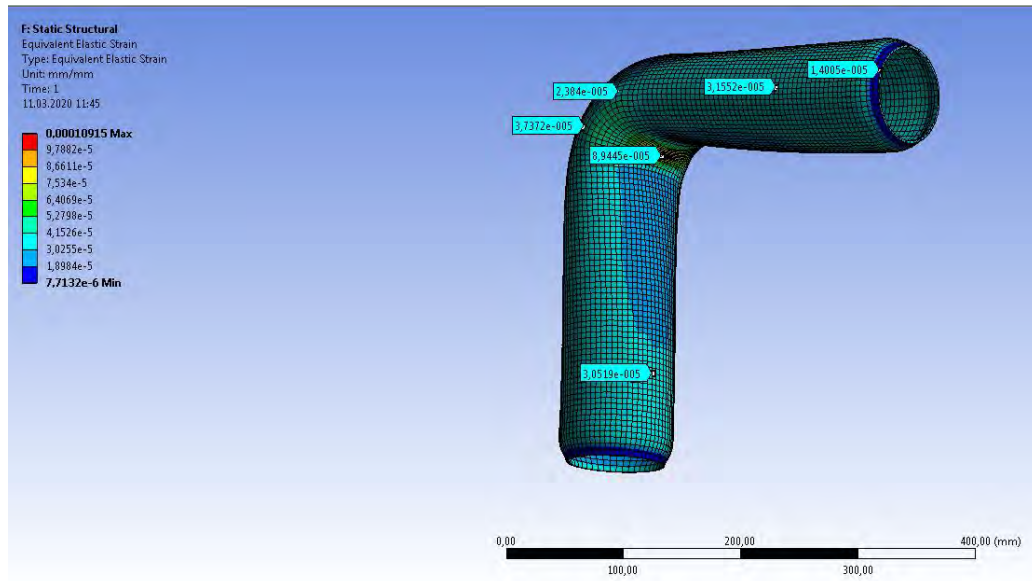


Рисунок 3.25 – Перший вид з деформаціями в моделі

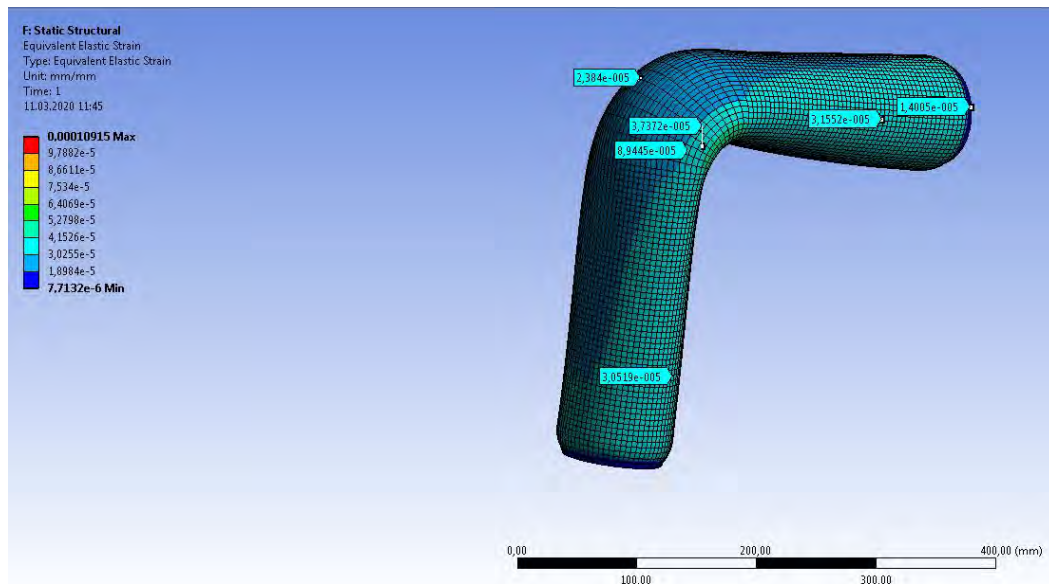


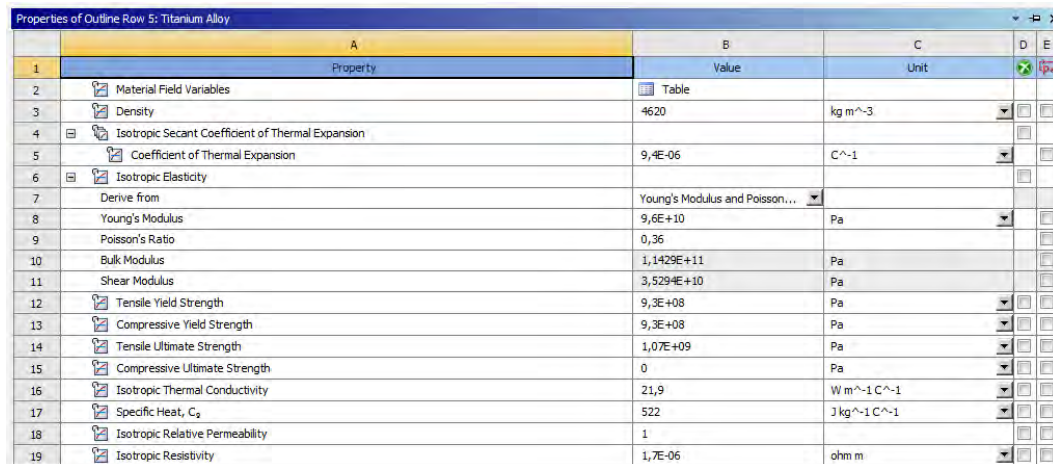
Рисунок 3.26 – Другий вид з деформаціями в моделі

Нерівномірний розподіл деформацій знаходиться у зоні округлення внутрішньої та зовнішньої частини. У місці защемлення, деформації близькі до 0. На внутрішній частині округлення найбільша, на зовнішній менше ніж у регулярній зоні. У відсотках, відносна деформація в найбільшому її значенні не перевищує 1%. Це та результати напружень свідчить що алюмінієвий сплав під час такого навантаження знаходиться в пружній області.

4.4.2 Результати моделювання для титанового сплаву.

Задля задання параметрів матеріалу була використана база даних матеріалів з програмного комплексу ANSYS 19.2

В якості титанового сплаву був обраний сплав найбільш відповідний за механічними характеристикам до матеріалу BT14Л. Характеристики відображені на рисунку нижче.



Properties of Outline Row 5: Titanium Alloy			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Material Field Variables	Table	
3	Density	4620	kg m ⁻³
4	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
5	Coefficient of Thermal Expansion	9,4E-06	C ⁻¹
6	Isotropic Elasticity		
7	Derive from	Young's Modulus and Poisson...	
8	Young's Modulus	9,6E+10	Pa
9	Poisson's Ratio	0,36	
10	Bulk Modulus	1,1429E+11	Pa
11	Shear Modulus	3,5294E+10	Pa
12	Tensile Yield Strength	9,3E+08	Pa
13	Compressive Yield Strength	9,3E+08	Pa
14	Tensile Ultimate Strength	1,07E+09	Pa
15	Compressive Ultimate Strength	0	Pa
16	Isotropic Thermal Conductivity	21,9	W m ⁻¹ C ⁻¹
17	Specific Heat, C _p	522	J kg ⁻¹ C ⁻¹
18	Isotropic Relative Permeability	1	
19	Isotropic Resistivity	1,7E-06	ohm m

Рисунок 3.27 – Характеристики матеріалу BT14Л

Результати напружень в регулярній зоні та на концентраторах напружень показані на рисунках нижче.

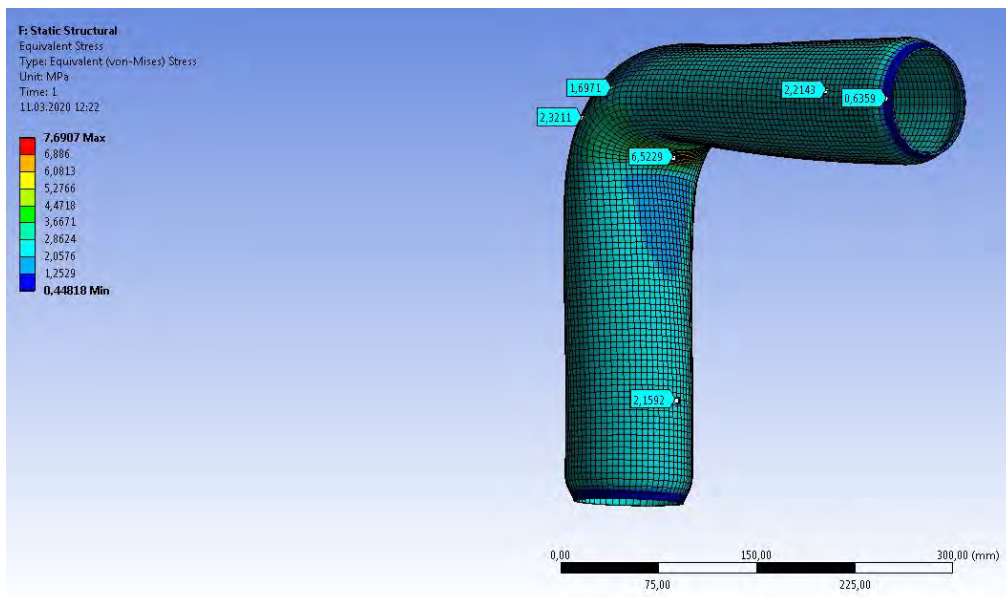


Рисунок 3.28 – Перший вид з напруженнями в моделі

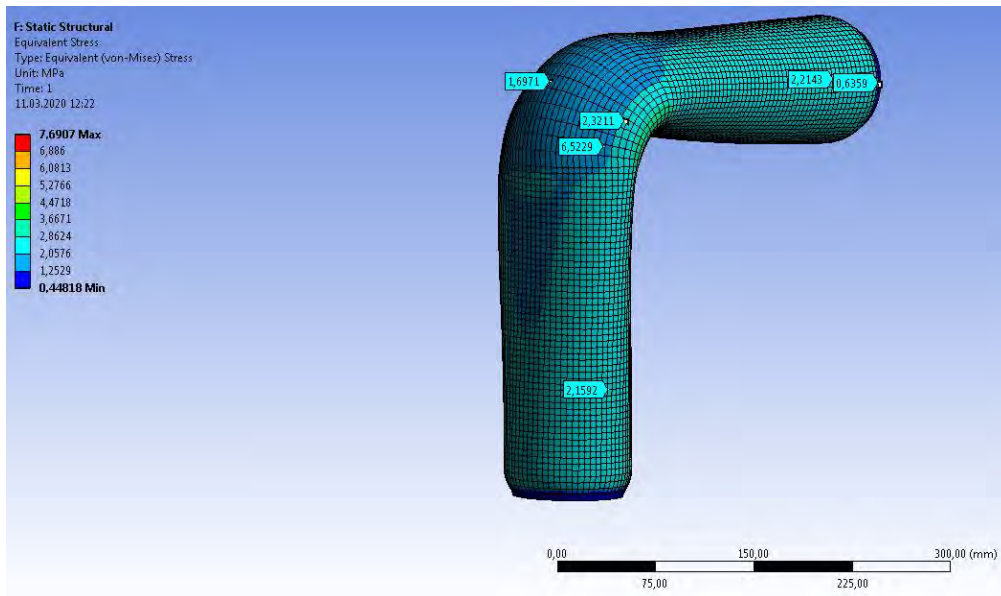


Рисунок 3.19 – Другий вид з напруженнями в моделі

З цих рисунків видно, що напруження у регулярній зоні дорівнює приблизно 2.15 – 2.21 МПа, на зовнішній поверхні закруглення 1.69 МПа, на внутрішній поверхні закруглення 6.53 МПа. Зі спектру напружень, зрозуміло що

біля внутрішньої поверхні закруглення зі збільшенням від кута, напруження спадає. Такий розподіл пов'язаний з тим, що кут є концентратором напруги.

Результати переміщення в регулярній зоні та на концентраторах напружень показані на рисунках нижче.

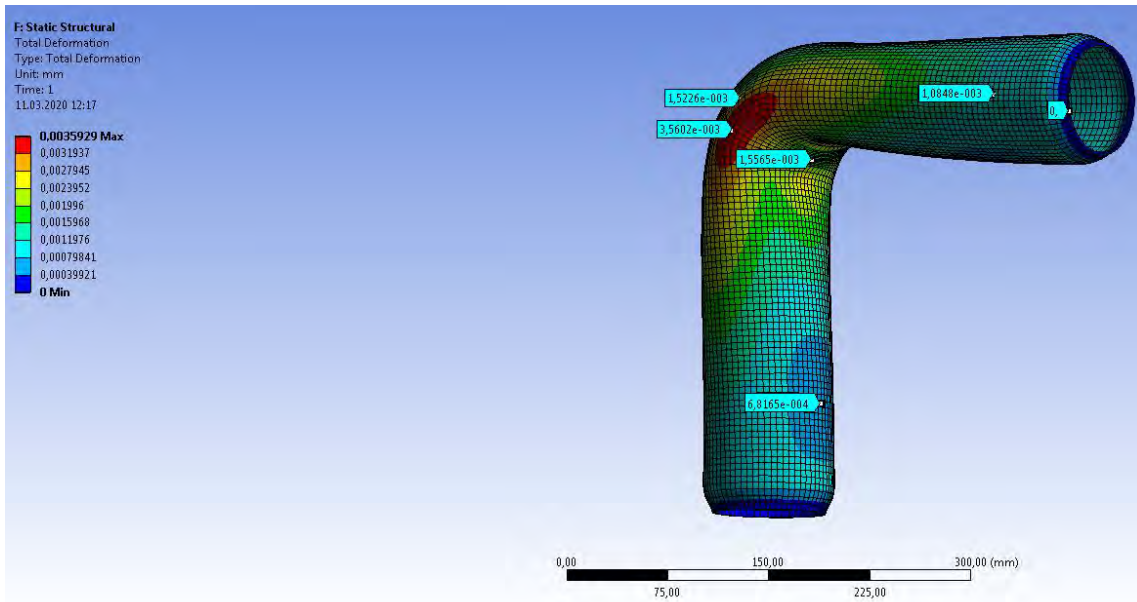


Рисунок 3.20 – Перший вид з переміщеннями в моделі

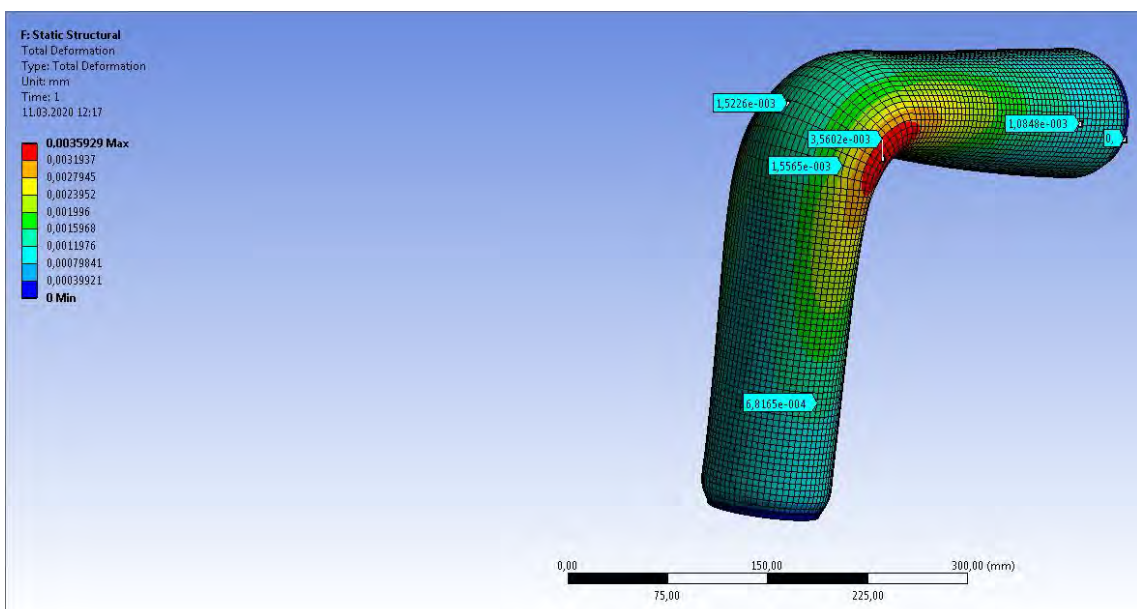


Рисунок 3.21 – Другий вид з переміщеннями в моделі

З цих рисунків видно, що найбільше переміщення виникає з боків трубопроводу та дорівнює 3.56 мкм та зменшується у всіх напрямках. Також можна помітити що відносно великі переміщення, порівняно до регулярної зони виникають на ділянках зовнішньої та внутрішньої поверхні згину та дорівнюють 1.52 та 1.55 мкм відповідно.

Результати деформацій в регулярній зоні та на концентраторах напружень, показані на рисунках нижче.

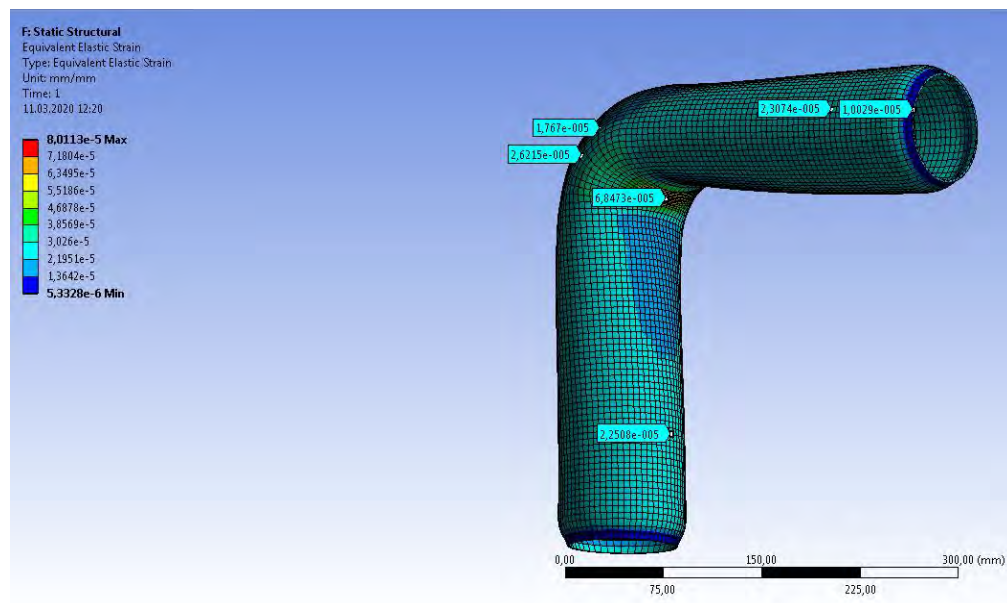


Рисунок 3.22 – Перший вид з деформаціями в моделі

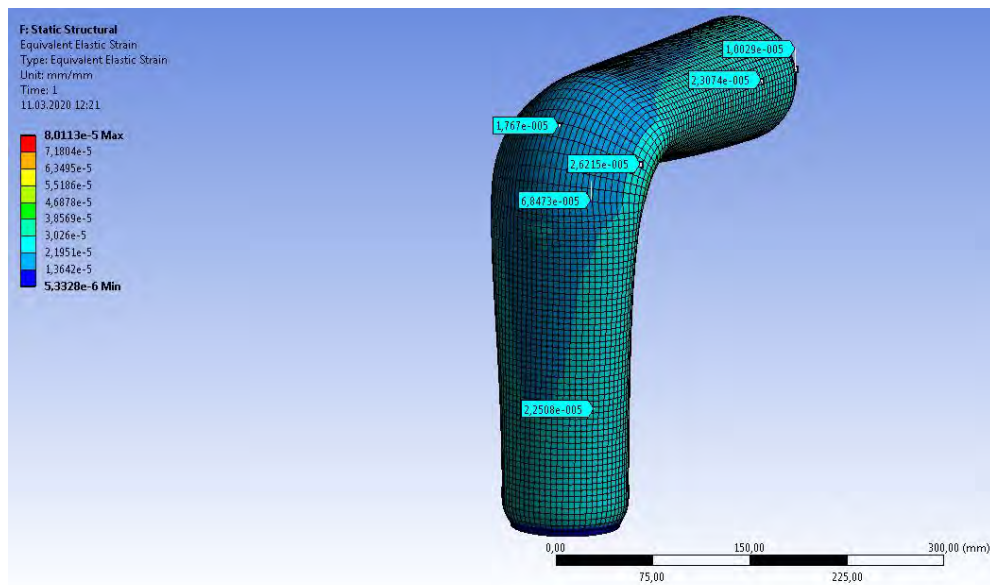


Рисунок 3.23 – Другий вид з деформаціями в моделі

Нерівномірний розподіл деформацій знаходиться у зоні округлення, у внутрішній та зовнішній частинах. У місці защемлення, деформації близькі до 0. На внутрішній частині округлення найбільші, на зовнішній менші, ніж у регулярній зоні. У відсотках, відносна деформація в найбільшому її значенні не перевищує 1%. Це та результати напружень свідчить що титановий сплав під час такого навантаження знаходиться в пружній області.

4.4.3 Результати моделювання для сталюого сплаву.

Задля задання параметрів матеріалу, була використана база даних матеріалів з програмного комплексу ANSYS 19.2

В якості сталюого сплаву, було обраний сплав, найбільш відповідний за механічними характеристикам до матеріалу X15. Характеристики відображені на рисунку нижче.

Properties of Outline Row 4: Structural Steel				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	
2	Material Field Variables	Table		
3	Density	7850	kg m ⁻³	
4	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion			
5	Coefficient of Thermal Expansion	1,2E-05	C ⁻¹	
6	Isotropic Elasticity			
7	Derive from	Young's Modulus and Poisso...		
8	Young's Modulus	2E+11	Pa	
9	Poisson's Ratio	0,3		
10	Bulk Modulus	1,6667E+11	Pa	
11	Shear Modulus	7,6923E+10	Pa	
12	Strain-Life Parameters			
13	Display Curve Type	Strain-Life		
14	Strength Coefficient	9,2E+08	Pa	
15	Strength Exponent	-0,106		
16	Ductility Coefficient	0,213		
17	Ductility Exponent	-0,47		
18	Cyclic Strength Coefficient	1E+09	Pa	
19	Cyclic Strain Hardening Exponent	0,2		
20	S-N Curve	Tabular		
21	Interpolation	Log-Log		
22	Scale	1		
23	Offset	0	Pa	
24	Tensile Yield Strength	2,5E+08	Pa	
25	Compressive Yield Strength	2,5E+08	Pa	
26	Tensile Ultimate Strength	4,6E+08	Pa	
27	Compressive Ultimate Strength	0	Pa	
28	Isotropic Thermal Conductivity	60,5	W m ⁻¹ C ⁻¹	

Рисунок 3.24 – Характеристики матеріалу X15

Результати напруги в регулярний зоні та на концентраторах напружень, показані на рисунках нижче.

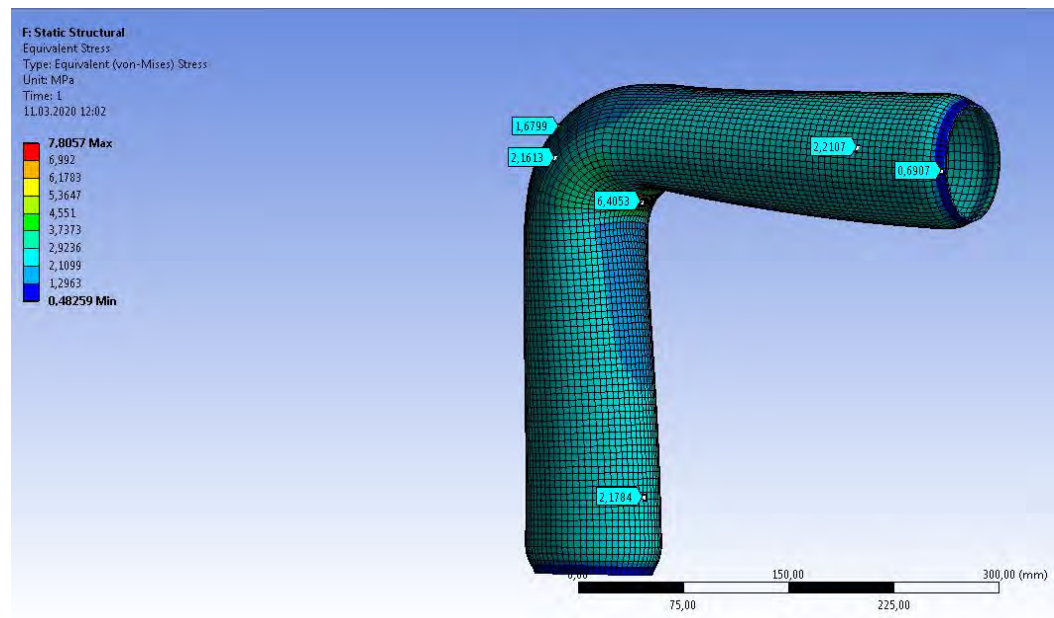


Рисунок 3.25 – Перший вид з напруженнями в моделі

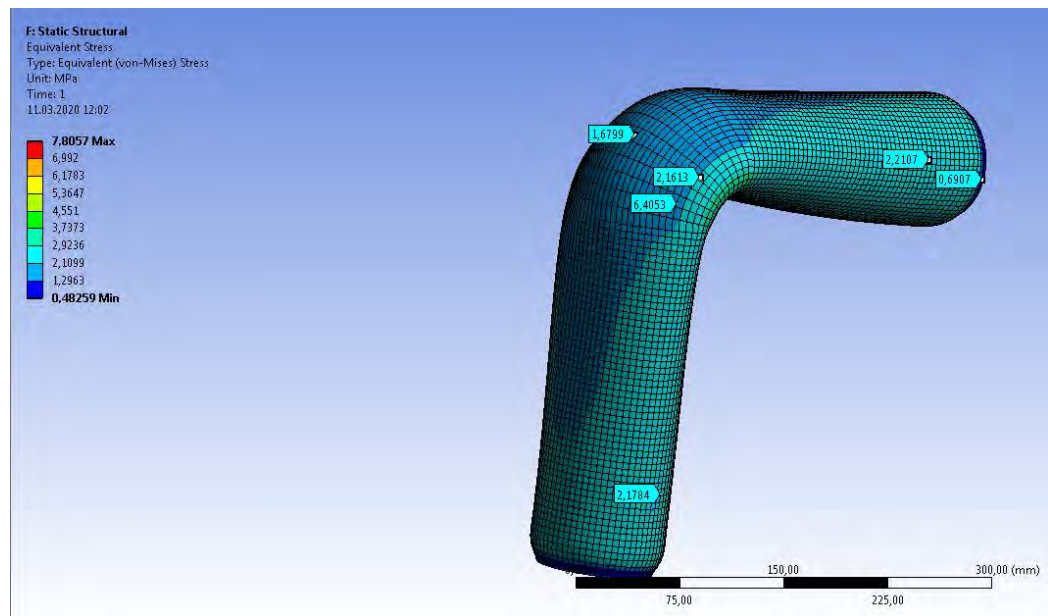


Рисунок 3.26 – Другий вид з напруженнями в моделі

З цих рисунків видно що напруження у регулярній зоні дорівнює приблизно 2.17 – 2.21 МПа, на зовнішній поверхні закруглення 1.69 МПа, на внутрішній поверхні закруглення 6.41 МПа. Зі спектру напружень, зрозуміло, що біля внутрішньої поверхні закруглення зі зміщенням від кута, напруження спадає.

Результати переміщення в регулярній зоні та на концентраторах напружень, показані на рисунках нижче.

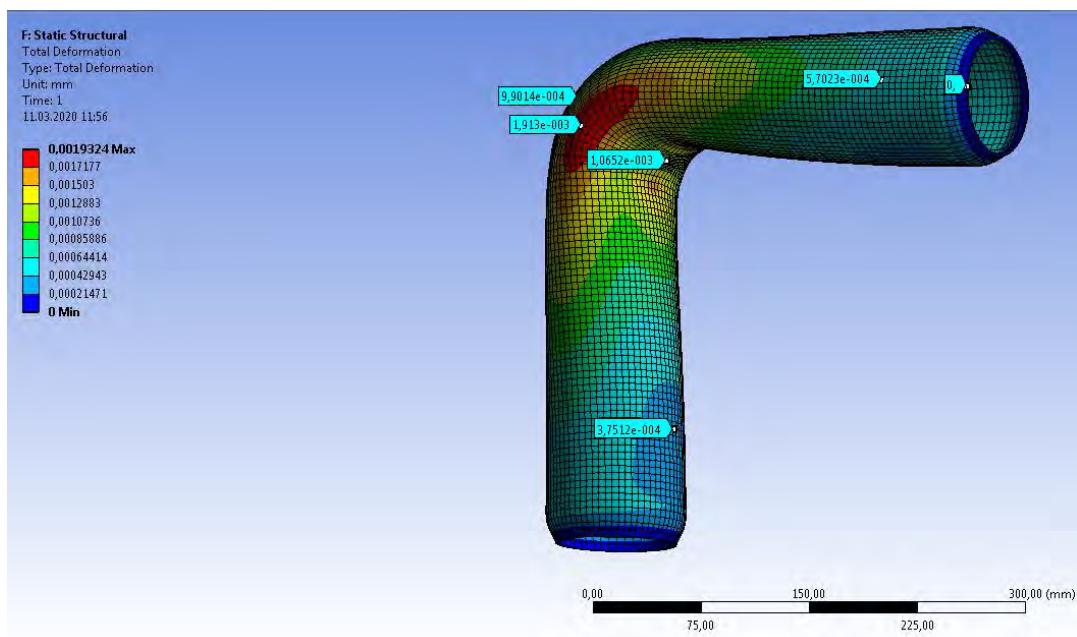


Рисунок 3.27 – Перший вид з переміщеннями в моделі

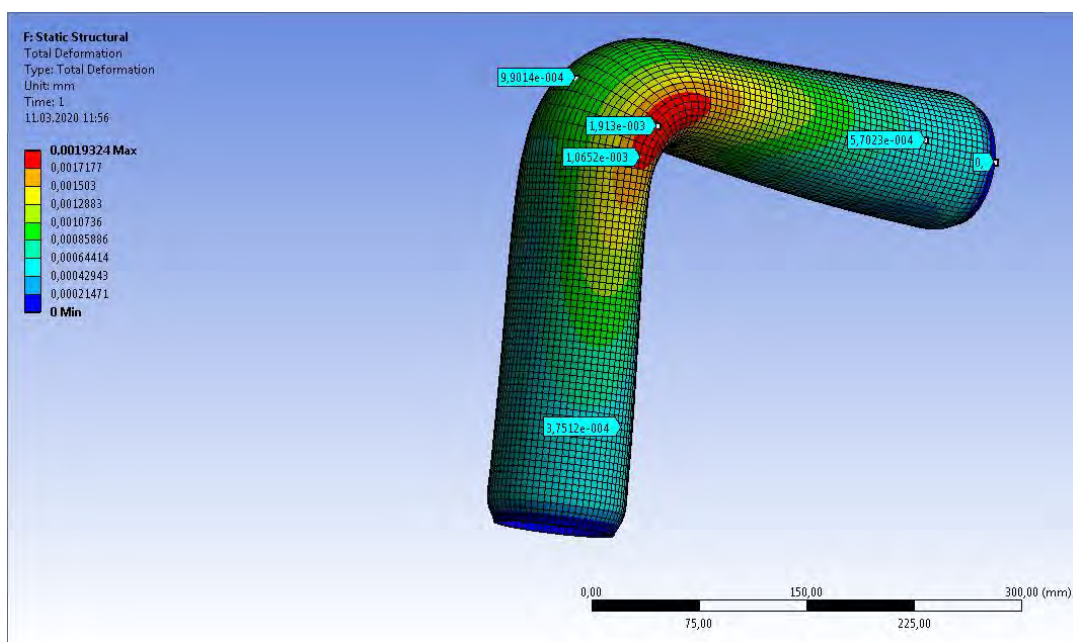


Рисунок 3.28 – Другий вид з переміщеннями в моделі

З цих рисунків видно, що найбільше переміщення виникає з боків трубопроводу та дорівнює 1.92 мкм та зменшується у всіх напрямках. Також

можна помітити, що відносно великі переміщення, порівняно з регулярною зоною, виникають на ділянках зовнішньої та внутрішньої поверхонь згину та дорівнюють 0.99 та 1.06 мкм відповідно.

Результати деформацій в регулярній зоні та на концентраторах напружень, показані на рисунках нижче.

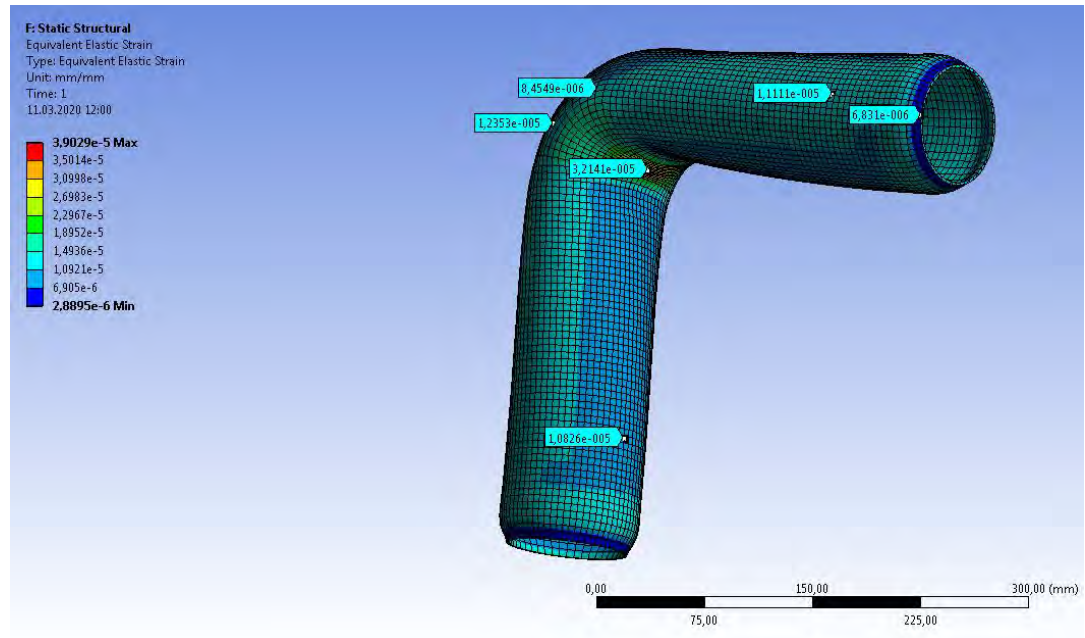


Рисунок 3.29 – Перший вид з деформаціями в моделі

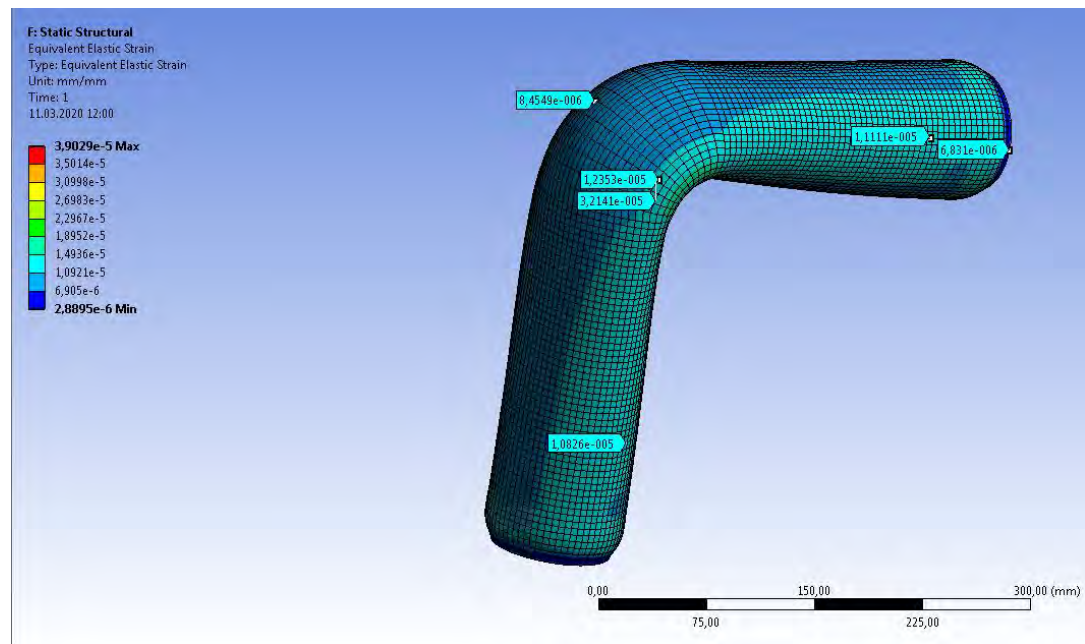


Рисунок 3.30 – Другий вид з деформаціями в моделі

Нерівномірний розподіл деформацій знаходиться у зоні закруглення, у внутрішній та зовнішній частинах. У місці зацмлення, деформації близькі до 0. На внутрішній частині закруглення - найбільші, на зовнішній - менші ніж у регулярній зоні. У відсотках, відносна деформація в найбільшому її значенні не перевищує 1%. Це та результати напружень свідчить про те, що сталевий сплав під час такого навантаження знаходиться в пружній області.

5 РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

5.1 Опис ідеї проекту

В розділі проведено маркетинговий аналіз стартап проекту, визначені можливості та доцільність його впровадження на ринок.

Таблиця 5.1 Опис стартап-проекту

Зміст проекту	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Розробка алгоритму вибору матеріалу для паливної системи літака	Машинобудівна галузь	1) Алгоритм вибору оптимального матеріалу
		2) Врахування реальних діючих навантажень
		3) Програмний код в ANSYS

Запропонований автором алгоритм дозволяє визначити придатність будь якого матеріалу, маючи його модуль пружності та коефіцієнт Пуассона. Також розроблено програмний код в системі інженерного моделювання ANSYS, що дозволяє варіювати та комбінувати різні види навантаження на елемент паливної системи, отримавши таким чином найбільш точні величини запасів міцності.

5.2 Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

В табл. 5.2 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентом №1

Таблиця 5.2 Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	W	N	S
1.	Грошові витрати		—	Мій проект та конкурент
2	Складність розрахунку	—	—	—
3	Точна оцінка запасу міцності	Конкурент	—	Мій проект
4	Програмний код в ANSYS	—	Конкурент	Мій проект

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 5.3

Таблиця 5.3 технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1.	Використання алгоритму, який дозволяє отримати запас міцності для будь якого матеріалу та будь який режимів навантаження	Теоретичний розрахунок	є	є
		Практичне використання		
Обрана технологія може бути реалізована				

За показниками характеристики стану ринку можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

Визначення потенційних груп клієнтів.

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є авіаційний транспорт. Надалі визначимо потенційні групи клієнтів (табл. 4.5)

Таблиця 5.5 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Відмови вагонів електропотягів	Машинобудівна галузь	фінанси	Точність та розширення можливостей використання алгоритму

Після визначення потенційних груп клієнтів проводимо аналіз ринкового середовища, складаємо таблицю факторів, що допоможуть виходу проекту на ринок, та врахування факторів, що цьому можуть перешкодити (табл. 4.6)

Таблиця 5.6 Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Збільшення собівартості	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючих методик
2.	Розробка покращеної методики		

Таблиця 5.7 Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Не потребує великих затрат на використання	Економність	Достойна оплата праці
2.	Підвищений попит у галузі машинобудування	Проведення ремонтних робіт	Збільшення парку рухомого складу авіаперевізника

Надалі проведемо аналіз пропозиції, визначивши загальні риси конкуренції на ринку (табл.5.8).

Таблиця 5.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції олігополія	Невелика кількість підприємств, які ведуть між собою здебільшого нецінову конкуренцію.	Не відрізняється помітним впливом
Національний рівень конкурентної боротьби	Даний ринок достатньо відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться між методиками розрахунків	Заощадження коштів в наслідок введення методики
Товаро-родова конкуренція за видом методики	Здатність задовольнити потреби галузі	Не велика кількість конкурентів
Нецінова конкуренція	Підвищення якості методики в порівнянні з іншими	Робота над постійним покращенням методики
Марочна інтенсивність	Розглядаємо в якості конкурентів схожі методики	Незалежність від ринку

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл.5.9).

Таблиця 5.9. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Немає	Бар'єрів впровадження нема	МАУ	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку. Такі, як час на розрахунок і забезпечення потрібним програмним забезпеченням	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити програмне забезпечення для швидкісного розрахунку методики.

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл.5.9, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту табл.5.2, вимог споживачів до товару табл.5.5 та факторів маркетингового середовища табл.5.6-5.7 визначаємо та обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлюється в табл.5.10.

Таблиця 5.10. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Менша потреба у витратах	Для методики розрахунку мала необхідність в затратах
2	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів
3	Використання отриманих даних	Максимальне вичерпання ресурсу

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл.4.10) проведемо аналіз сильних та слабких сторін мого стартап-проекту (табл.4.11).

Таблиця 5.11. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «Використання схеми закріплення СтаЗФ вогнепального перелому під кутом 60»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг методи у порівнянні з проектом конкурента						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Менша потреба у витратах	20				●			

2	Точність розрахунків	20			●				
3	Використання отриманих даних	20					●		
4	Точність розрахунку в проекті	15					●		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл.5.12) на основі виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.5.11).

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 5.12. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Безпечне використання властивостей матеріалу	Слабкі сторони: відсутність програмної підтримки методики
Можливості: завоювання всієї галузі	Загрози: розробка точнішої методики

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх

ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл.5.13).

Таблиця 5.13. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічне ознайомлення, перевірка з існуючими методиками (аналогами), державне затвердження	Висока	5 місяці
2	Публічне ознайомлення, перевірка на справжньому експерименті, державне затвердження	Висока	2 роки

Із зазначених альтернатив виберемо першу, бо отримання ресурсів є більш простим та ймовірним а строки реалізації – більш стислими.

5.3 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл.4.14).

Таблиця 5.14. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	МАУ	Повністю готові	Високий	Середня	Просто

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (табл.4.15).

Таблиця 5.15. Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 70-80 %	Конк.№1 та Конк.№2	Спеціалізація

Далі виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл.4.16).

Таблиця 5.16. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом даного підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку:

- використання в проекті сучасних технологій;
- напрямок роботи лише у заданій ніші ринку.

5.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту+

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у табл.4.17 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 5.17. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	Не потребує великих затрат на розрхунки	Зменшення собівартості	Гідна оплата праці
2	Підвищений попит у галузі машинобудування	Збільшення виробництва та ремонту	Збільшення кількості працівників

Далі визначаємо оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення (табл.4.18).

Таблиця 5.18. Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
Одноразова покупка	Інформування	Глибока	Державне затвердження методики

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл.4.19).

Таблиця 5.19. Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Комунікабельні	Мережа інтернет, наукові праці	Реклама методики на конференціях	Розширення цільових клієнтів	Показати, що наша методика краща та доцільніша

Результати маркетингового дослідження:

- даний стартап-проект є актуальним, тому що може вивести машинобудівну галузь на наступну сходинку
- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, прибутковим.

ВИСНОВКИ

Розроблено програмний код в комплексі ANSYS який реалізовує гідродинамічний та статичний аналізи для тонкостінної конструкції з заданою геометрією. Виконані розрахунки напружень, відносних деформацій та запасу міцності для заданої конструкції з використанням різноманітних матеріалів і проведено їх порівняння для визначення оптимального.

За результатами дипломної роботи можна зробити наступні висновки:

1. За результатами розрахунку напруження та відносні деформації для титану, алюмінію та сталі складають 7.7 МПа та 0.08% ; 7.75 МПа та 0,011 % ; 7.8 МПа та 0,004 % відповідно. Всі значення знаходяться в пружній зоні.
2. Проведено розрахунок запасу міцності який дорівнює для алюмінію 35, для титану 119, для сталі 31. Всі значення більші ніж 0, тому всі матеріали можуть бути використані у реальній конструкції.
3. Розроблено алгоритм вибору матеріалу та проведено розрахунок для тонкостінної конструкції з заданою геометрією. Отримані дані можуть бути використані при проектуванні реальних конструкцій.

СПИСОК ДЖЕРЕЛ ІНФОРМАЦІЇ

1. Баженов В.А., Іванченко Г.М, Шишов О.В., Пискунов С.О. Будівельна механіка. Розрахункові вправи. Задачі. Комп'ютерне тестування // Навч. посібник / Київ, 2011 р. – 540 с.

2. А. Я. Карвацький МЕТОД СКІНЧЕННИХ ЕЛЕМЕНТІВ У ЗАДАЧАХ МЕХАНІКИ СУЦІЛЬНИХ СЕРЕДОВИЩ

3 Основные уравнения гидродинамики [електроний ресурс] // URL: https://studopedia.ru/17_90121_osnovnie-uravneniya-gidrodinamiki.html (дата звернення 25.03.2020)

4 Уравнение постоянства расхода (уравнение неразрывности) [електроний ресурс] // URL: <https://firing-hydra.ru/index.php?request=full&id=531> (дата звернення 25.03.2020)

5 Уравнение Эйлера [електроний ресурс] // URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Уравнение_Эйлера (дата звернення 25.03.2020)

6 Основное уравнение гидростатики [електроний ресурс] // URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Основное_уравнение_гидростатики (дата звернення 25.03.2020)

7 Основные уравнения моментной теории тонких оболочек [електроний ресурс] // URL: https://studme.org/54922/tovarovedenie/osnovnye_uravneniya_momentnoy_teorii_tonkih_obolochek (дата звернення 25.03.2020)

8 Вентцель, Е. С. Теория вероятностей [Текст]: учеб. пособие для вузов / Е.С. Вентцель. – 5-е изд., стер. – М.: Высш. шк., 1998. – 576 с.

9 Мурадян Л. А. Опис відмов вагона при технологічному процесі виготовлення структурних елементів. [Електронний ресурс]. Режим доступу до ресурсу: <http://csw.kart.edu.ua/article/viewFile/92507/88286>

10 S. Myamlin, D. Baranovskiy. The modeling of economic efficiency of products carriage-building plant in conditions of dynamic pricing [Електронний ресурс] / S. Myamlin, D. Baranovskiy // Збірник наукових праць Дніпропетровського національного університету залізничного транспорту імені академіка В. Лазаряна. Проблеми економіки транспорту. - 2014. - Вип. 7. - С. 61-66. - Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/znpdnuzt_pet_2014_7_10

// Мурадян, Л. А. Відмови та безвідмовність вагонів як складові експлуатаційної надійності [Текст] / Л. А. Мурадян // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Механіко-технологічні системи та комплекси. – Харків: НТУ «ХПІ», 2015. – № 52 (1161). – С.127-130.

12 Мямлін, С. В. Проблема визначення терміну «надійність». Методологія побудови та вивчення надійності вантажних вагонів [Текст] / С. В. Мямлін, Л. А.Мурадян, Д. М. Барановський // Наука та прогрес транспорту. – 2015. – № 6 (60). – С. 110–117. – doi: 10.15802/stp2015/57034.

12. Барановський Д. М. // Наука та прогрес транспорту. – 2015. – № 6 (60). – С. 110–117. – doi: 10.15802/stp2015/57034.

13. Prediction methodology of durability of locomotives diesel engines / L.P. Lingaitis, S. Mjamlin, D. Baranovsky, V. Jastremskas // Eksploatacja i Niezawodnosc - Maintenance and Reliability. – 2012. – Vol. 14, № 2. – P. 154-159.

142. Experimental Investigations on Operational Reliability of Diesel Locomotives Engines [Text] / L.P. Lingaitis, S. Mjamlin, D. Baranovsky, V. Jastremskas // Eksploatacja i Niezawodnosc - Maintenance and Reliability. – 2012. – № 1. – P. 5

15 Серенсен С. В. Несущая способность и расчеты деталей машин на прочность / С. В. Серенсен. – М: Машгиз, 1963.

16. Иванова, В. С. Синергетика. Прочность и разрушение металлических материалов [Текст] / В. С. Иванова. – М.: Наука, 1992. – 160 с.
17. Балтер, М. А. Упрочнение деталей машин [Текст] / М. А. Балтер. – М.: Машиностроение, 1978. - 184 с.
18. Мурадян Л.А. Граничний ресурс вагона в процесі експлуатації. [Електронний ресурс]. Режим доступу до ресурсу: <http://csw.kart.edu.ua/article/view/92809>
19. Серенсен С. В. Несущая способность и расчеты деталей машин на прочность / С. В. Серенсен. – М: Машгиз, 1963.
20. Кордонский Х. Б. Приложение теории вероятности в инженерном деле / Х. Б. Кордонский. – М: Физматгиз, 1962.
21. Шор Я. Б. Статистические методы анализа и контроля качества и надежности / Я. Б. Шор. – М, 1962.
22. Кочерга В. Г. Расчет показателей надежности / Кочерга В. Г. – Хабаровск, 2011.